

STATO MAGGIORE AERONAUTICA  
UFFICIO STORICO

GIOVANNI ZIZZI

# Storia ed evoluzione della propulsione aerea

ROMA 1976

G. ZIZZI - STORIA ED EVOLUZIONE DELLA PROPULSIONE AEREA



STATO MAGGIORE AERONAUTICA  
UFFICIO STORICO

GIOVANNI ZIZZI

# Storia ed evoluzione della propulsione aerea

ROMA 1976





PARTE PRIMA

# PROPULSIONE AD ELICA



# *Propulsione ad elica*

## *1 - I primordi del volo*

1-1 Sino dai tempi più antichi l'uomo è stato attratto dal volo; la leggenda di Icaro, che volò verso il sole tanto da sciogliere la cera con la quale suo padre Dedalo aveva incollate le ali, è un esempio del desiderio umano di conquista dei cieli.

Il filosofo Archita, nato a Taranto 2.400 anni or sono, costruì una colomba di legno che faceva brevi voli.

Non si conosce quale fosse il segreto che permetteva alla colomba di innalzarsi nell'aria.

Nell'*Orlando Furioso* l'Ariosto parla dell'Ippogrifo, un cavallo alato delle leggende passate.

Nel 1500 il grande Leonardo da Vinci progettò un'elica, simile ad una grande vite, del diametro di 10 metri; quattro uomini, poggiando i piedi su una piattaforma, avrebbero tirato dei correnti facendo così girare l'elica, che si sarebbe innalzata nell'aria.

Leonardo studiò il volo degli uccelli; sezionò le loro masse muscolari per studiare il movimento delle ali e con tali conoscenze realizzò un modello volante, l'ornitottero.

Questo era formato da una leggera intelaiatura di legno e da due grandi ali da pipistrello, tenute da una serie di cinghie, pulegge e tiranti. Adagiato bocconi sull'intelaiatura, il volatore avrebbe potuto battere le ali mediante il movimento delle gambe, in modo tale da permettere il volo.

In seguito Leonardo riprese lo studio degli uccelli, librati in volo senza battere le ali; per la prima volta realizzò così nel 1605 un veleggiatore ad ali fisse che, sfruttando le correnti ascensionali dell'aria, si sarebbe innalzato in volo.

E' opportuno precisare che in questo testo non verrà riportato lo sviluppo del volo mediante i mezzi più leggeri dell'aria, e quindi non vengono citati i numerosi voli eseguiti con i palloni nel XVIII secolo e nel seguente.

Nel XIX secolo proseguirono, più frequentemente che nei precedenti, i tentativi di volo mediante ali applicate alle braccia.

All'inizio del 1800 Sir George Cayley, che aveva fatte alcune invenzioni pratiche, si dedicò allo studio del volo; realizzò un cervo volante il cui piano fisso aveva le funzioni di un'ala, e che era munito di impennaggi simili a quelli degli attuali aeroplani. In seguito, con lo studio degli uccelli, sir Cayley si rese conto che i muscoli pettorali dell'uomo sono molto meno sviluppati di quelli degli uccelli e non avrebbero permesso di azionare delle ali artificiali in modo da permettere il volo.

Occorreva quindi un motore che fornisse una potenza sensibilmente superiore a quella dell'uomo.

Al tempo del Cayley iniziava ad affermarsi il motore a vapore ed incominciarono a costruirsi le prime locomotive. Per la prima volta, dopo millenni, si riusciva a sostituire l'energia muscolare degli uomini e degli animali, e l'energia del vento, con una nuova forma di energia, quella calorifica.

Le ricerche e gli studi per migliorare il motore a vapore comportarono un impulso notevole allo sviluppo della meccanica, della termodinamica, delle attrezzature di lavorazione (tornio in particolare); le predette ricerche portarono anche alla realizzazione del congegno biella-manovella per trasformare un moto rettilineo in un moto rota-

torio. Tale congegno verrà in seguito applicato anche sul motore a scoppio. Il motore a vapore è eccessivamente pesante ed ingombrante, specie perché non è a combustione interna; sarebbe stato quindi necessario portare in volo anche una caldaia ed un forno per produrre vapore.

Era evidente come il motore a vapore non fosse utilizzabile per la propulsione aerea e lo stesso sir Cayley affermò: «la leggerezza del motore è di basilare importanza» e consigliò di impiegare polveri e liquidi infiammabili, facendo espandere dell'aria riscaldata in modo da sviluppare potenza. Nel 1852 fu costruito un motore a vapore di acqua per essere montato su un dirigibile; sviluppava la potenza di 3 cav. Il motore pesava, complessivamente con la caldaia ed con il forno, ben 150 kg. Un cavallo di potenza richiedeva quindi il peso di 50 kg., valore enorme tenendo presente che i motori a scoppio della seconda guerra mondiale pesavano mezzo chilo per cavallo, cioè pesavano solo un centesimo di questo motore a vapore.

L'invenzione della lampada elettrica, fatta da Edison nel 1879, determinò la richiesta di grandi energie elettriche; la macchina a vapore, con cilindro e stantuffo, presentava vari inconvenienti, quali basso rendimento e complicazioni del moto alterno, e non appariva idonea a fornire le energie richieste.

Alcuni inventori avevano tentato di far espandere il vapore attraverso una girante, ma con scarsi risultati. Lo svedese dott. de Laval riuscì per primo a realizzare piccole turbine a vapore, facendo avvenire l'espansione del vapore in più stadi. L'inglese Parson seguì questo indirizzo, studiando meglio la forma delle palette ed ottenne buoni risultati. Una sua turbina a vapore fu esposta nell'Esposizione del 1887 di Newcastle. Nel 1897 Parson montò una turbina sul battello «Turbinia», che ridicolizzò le lente navi da guerra della flotta inglese, sfrecciando davanti a loro alla velocità di 35 nodi.

Ma anche la turbina a vapore, pur con i suoi pregi nel campo navale, presentava l'inconveniente di richiedere una caldaia ed un forno, cioè un peso ed un ingombro totale da renderne impossibile il montaggio su un aeroplano.

1-2 L'impiego dei veleggiatori ad ali fisse, e sfruttanti le correnti ascensionali dell'aria, incominciò ad effettuarsi verso la fine del 1800, circa quattro secoli dopo la prima realizzazione di Leonardo.

Tra il 1891 ed il 1896 il tedesco Otto Lilienthal costruì dei veleggiatori di apertura alare di circa 7 metri; con questi si lanciava in volo dai pendii montuosi sopravento, ove più facilmente si formano correnti ascensionali di aria.

Il Lilienthal raggiunse una distanza massima di volo di circa mezzo chilometro. Dopo circa 2.000 voli il Lilienthal perì in un incidente.

1-3 L'attuale motore a scoppio, a combustione interna, fu ideato nel 1860 da Beau de Rochas, il ciclo di funzionamento del motore avviene in 4 tempi (cioè in 4 corse del pistone) ed in tal ciclo avvengono le fasi di ammissione miscela al cilindro, di compressione della miscela, di combustione, di espansione dei gas combusti, di scarico dei gas.

Solo però nel 1887 l'ingegnere tedesco Lilienthal costruì il primo motore funzionante secondo questo ciclo. Il rapporto di compressione era di 2,5 (vedere nota a fondo paragrafo), notevolmente inferiore a quello di 8-9 degli attuali motori automobilistici; si avevano così modeste potenze ed elevati consumi di carburante. Vedremo infatti in seguito come il rendimento e la potenza del motore a scoppio cresca con l'aumento del rapporto di compressione.

Lo sviluppo e l'evoluzione del motore a scoppio richiedeva un certo tempo per raggiungere un discreto livello; basti pensare che la serie delle prime 10 automobili Ford fu prodotta solo nel 1900. Il giornalista portato in auto dallo stesso Ford scrisse un articolo laudativo dicendo che aveva viaggiato su strade di campagna alla enorme velocità di 8 miglia orarie.

NOTA. - La cilindrata  $V$  è il volume determinato dalla corsa del pistone dal punto morto superiore a quello inferiore. Il rapporto di compressione è il rapporto fra la somma dei volumi della camera di scoppio  $v$  e della cilindrata  $V$  diviso il volume della camera di scoppio  $v$ .

$$\text{Rapporto di compressione} = \frac{v + V}{v}$$

Questo è un rapporto volumetrico; la pressione alla fine della fase di compressione, rispetto alla pressione iniziale, non aumenta proporzionalmente al rapporto di compressione, ma secondo una sua potenza, incirca 1,3. In tal modo in un motore di automobile, con rapporto di compressione 9, la pressione alla fine della fase di compressione diviene  $9^{1,3} = 17$  volte superiore a quella di ammissione.

## 2 - I fratelli Wright

2-1 Verso la fine del 1800 si estese il volo con alianti. I fratelli Orville e Wilbur Wright, costruttori di biciclette, avevano eseguito molti voli librati su veleggiatori da loro costruiti. Volendo migliorarne la costruzione incominciarono ad approfondire la loro preparazione aeronautica, ricercando e leggendo gli studi precedenti; richiesero alla «Smithsonian Institution di Washington» tutte le documentazioni disponibili sulle ricerche eseguite.

I fratelli Wright lessero così i libri «Problemi del volo e gli esperimenti pratici del volo librato» di Otto Lilienthal, «Storia degli esperimenti pratici del volo meccanico» di S.P. Langley, «Il progresso delle macchine volanti» di Ottavio Chanute. Questi era un ingegnere, progettista di ponti e di ferrovie, che si dedicava all'aeronautica come passatempo.

Nel 1900 i fratelli Wright si misero in contatto epistolare con l'ingegnere Chanute, che divenne un loro assiduo collaboratore, tanto da assistere a molte prove di volo eseguite tra il 1901 ed il 1905.

A quel tempo l'equilibrio del veleggiatore era ottenuto dal pilota con lo spostamento del suo corpo. I fratelli Wright si resero conto come questo sistema fosse scomodo e poco pratico; realizzarono un notevole miglioramento del controllo della stabilità del veleggiatore svergolando le estremità delle ali mediante cavi comandati dal pilota.

I fratelli Wright costruirono una piccola primordiale galleria a vento, il cui ventilatore era comandato da una macchina a gas. Con tale galleria a vento sperimentarono circa duecento modelli di ali di aeroplano.

Dopo il successo ottenuto con i veleggiatori, con i quali avevano eseguito circa 2.000 voli, i fratelli Wright pensarono di montare un motore a scoppio su uno di questi. Ma i motori di automobile allora disponibili erano notevolmente pesanti, avevano il peso di circa 15 kg. per cavallo mentre il peso dei motori montati sugli aerei della 2ª Guerra Mondiale, come già detto, era di circa mezzo chilo per cavallo. I motori disponibili per

i fratelli Wright pesavano quindi 30 volte di più dei moderni motori per aerei.

Questo peso era eccessivo, ed i fratelli Wright scrissero a diverse ditte costruttrici, richiedendo un motore della potenza di 8 cav. e pesante non più di 90 kg., cioè un motore che pesasse non più di  $90/8 = 11$  kg. per cav. Una sola ditta aderì all'invito ed inviò un motore; questo però funzionava tanto male che fu scartato.

I fratelli Wright furono così costretti a costruire loro stessi il motore; questo pesava 80 kg; per i primi 15 secondi sviluppava la potenza di 16 cav., poi la potenza scendeva a 12 cav. Considerando la potenza media, il peso per cavallo era di  $80/14 = 5,7$  kg., un vero successo per quel tempo, perché pesava all'incirca un terzo dei motori automobilistici di allora.

Faremo molto spesso riferimento al peso per cavallo per caratterizzare i motori in quanto questo valore ne compendia l'evoluzione tecnica e le possibilità di impiego sugli aeroplani.

Il motore dei fratelli Wright aveva 4 cilindri raffreddati ad acqua, una fodera di alluminio circondava i cilindri per assicurare la circolazione dell'acqua di raffreddamento, le valvole di ammissione erano automatiche, cioè non si aprivano per comando tramite camme ma per la depressione creata dal movimento discendente del pistone. Non esisteva carburatore; il serbatoio benzina era posto sull'ala superiore dell'aeroplano ed il carburante cadeva per gravità sulla camicia calda di alluminio che ricopriva i cilindri. La benzina si riscaldava e si vaporizzava; veniva quindi aspirata attraverso la valvola automatica di aspirazione.

Le parti rotanti e la biella erano piene, analogamente a quanto fatto nei motori a vapore di acqua. Il motore era quadro, cioè la corsa e l'alesaggio erano uguali (101,6 mm). La cilindrata totale era di 3,2 litri, cioè quasi tripla di quella di un motore di auto da 1.100 cm. cubi. Nei primi voli il motore girò fra i 980 ed i 1020 giri al minuto.

Il serbatoio conteneva 1,4 litri di benzina. Le eliche furono costruite dagli stessi fratelli Wright



dopo accurati calcoli. Allo scopo di interessare una grande massa di aria, per ottenere la spinta propulsiva, il motore fu collegato con due eliche laterali, distanti 3 metri, tramite catene di biciclette.

Le eliche erano controrotanti per eliminare effetti giroscopici; erano state ricavate da blocchi di abete.

Le ruote dentate dell'albero motore e delle eliche, sulle quali venivano montate le catene da biciclette, avevano un numero diverso di denti in modo che le eliche ruotassero a  $1/2,875$  dei giri del motore; si aveva così un primitivo riduttore dei giri.

Per evitare il salto delle catene queste scorrevano in guide tubolari.

I fratelli Wright si trasferirono a Kitty Hawk, nel Nord Carolina, località consigliata per le favorevoli condizioni meteorologiche.

L'aereo biplano, sul quale fu montato il motore, si chiamò Flyer ed era molto leggero, pesando a pieno carico, e con pilota a bordo, solo 340 kg. A Kitty Hawk, nel Nord Carolina, dopo alcuni ritardi dovuti alle condizioni meteorologiche, allo svergolamento delle eliche, a difetti di messa a punto del motore, finalmente il 17 dicembre 1903 Orville Wright effettuò il primo volo umano con un mezzo più pesante dell'aria, aprendo all'umanità una nuova era. Il «Flyer» volò per 36 metri in 12 secondi. In un altro volo, dei quattro eseguiti nello stesso giorno, furono percorsi 260 metri in 59 secondi. La velocità massima raggiunta fu di 56 km/h, ma, poiché la velocità del vento contrario era di 36 km/h, la velocità rispetto al suolo fu di solo 20 km/h. L'aeroplano «Flyer», che ha aperto una nuova era all'umanità, è conservato nello Smithsonian Institution di Washington.

2-2 Tra il 1904 ed il 1905 i fratelli Wright eseguirono circa 150 voli, per studiare in particolare modo la tecnica della virata.

Per evitare il montaggio di un motore più potente, e quindi più pesante, decollavano con la spinta sussidiaria di un cavo collegato a pesi cadenti dall'alto di un pilone. L'aereo era posto su una monorotaia.

vendere la loro invenzione ai Governi americano ed inglese. Anche con il Governo francese le cose andarono in modo quasi analogo, forse a causa del fatto che i Wright non precisarono il costo degli aeroplani; si impegnavano però a far eseguire prove di volo di 40 km prima dell'accettazione. Fu precisato in seguito il prezzo di un milione di franchi e l'offerta decadde.

Anche il Governo italiano scrisse ai fratelli Wright, ma il prezzo conosciuto fece sospendere ogni altro contatto.

Nel 1905 il Ministero della Guerra americano rifiutò addirittura di assistere alle prove di volo di un aereo dei fratelli Wright.

Il progresso dell'aviazione è stato il frutto di una continua lotta non solo con la scienza e la tecnica ma anche con la stupidità umana. Uomini che avevano importanti mansioni direttive nel loro Paese hanno spesso mostrato di non essere intellettualmente capaci di comprendere e valutare fenomeni in rapida evoluzione, ed influenzati da molti parametri, come è l'Aviazione.

Non è possibile valutare in maniera esatta una innovazione, cioè qualcosa che si discosta dalla tecnica tradizionale, se non si possiede una preparazione teorica corredata da una preparazione tecnica a livello pratico. Infatti questo tipo di preparazione insegna, tra l'altro, ad effettuare un attento esame del ritrovato, delle sue possibili evoluzioni future e, quindi, a non trascurare alcuno dei molteplici parametri che sempre influenzano una innovazione e danno misura della sua portata.

Nella sua attività presso un Centro Sperimentale Aeronautico l'Autore ricorda molti casi in cui le valutazioni su alcune innovazioni si dimostrano una vera trappola per la mente umana e come è facile cadere in queste errate valutazioni se non si possiede una particolare formazione mentale e una capacità speculativa, frutto di lunga attività nel campo scientifico-pratico.

La pigrizia mentale e la superficialità hanno fatto spesso trascurare una seria indagine sui fattori collegati all'evoluzione dell'Aeronautica, ed alla loro variabilità nel tempo. Nei ristretti limiti permessi dal testo vedremo Capi di Stato, Ministri, Governi, Accademie scientifiche, Enti

Nel 1905 i Wright tentarono inutilmente di Tecnici, Stati Maggiori, commettere errori deleteri per il loro Paese.

2-3 Nel 1908 i fratelli Wright progettarono e costruirono un altro motore a scoppio della potenza di 25 cavalli e del peso di 90 kg; la cilindrata era di 3,7 litri. Il motore pesava  $90/25 = 3,6$  kg. per cavallo, quindi sensibilmente più leggero del precedente, che pesava 5,7 kg. per cavallo. I fratelli Wright montarono questo motore sull'aeroplano Flyer 3 ed eseguirono dimostrazioni di volo con un passeggero a bordo; questa volta

erano presenti ufficiali di Stato Maggiore americani. I voli furono un successo entusiasmante; la gente presente «impazzì a vedere l'impossibile», come scrissero i giornali dell'epoca. Era anche presente l'astronomo Newcomb, che qualche anno prima aveva teoricamente dimostrato l'impossibilità del volo umano. Nell'ultimo volo purtroppo si ruppe l'elica e perì il passeggero. In questo periodo si doveva smontare il motore dopo ogni giorno di volo per farne un completo controllo; si eseguiva cioè una specie di revisione generale, che oggi si esegue mediamente dopo 700 ore di funzionamento del motore.

### *3 - L'Aviazione nel periodo antecedente la 1ª Guerra Mondiale*

3-1 I voli dimostrativi eseguiti dai fratelli Wright in Europa destarono grande interesse, specie in Francia ove c'erano molti appassionati del volo a vela. Alcuni di questi tentarono di costruire aerei simili a quelli dei Wright, ma non erano disponibili motori a scoppio idonei. Infatti questi erano costruiti dalle ditte dell'epoca solo per il mercato automobilistico ed erano molto pesanti perché il peso per cavallo interessava poco i trasporti terrestri. Per realizzare degli aeroplani era indispensabile invece la disponibilità di motori notevolmente leggeri.

Così in Francia ed in altre nazioni incominciarono a costruirsi motori a scoppio per aeroplani; ricordiamone i più famosi.

Uno dei più celebri motori del tempo fu l'Antoinette, impiegato su molti aeroplani dell'epoca ed anche sull'aeroplano omonimo. La prima versione del motore, costruita nel 1907, sviluppava 24 cavalli e fu montata sull'aeroplano Blériot N. 4 che, dopo alcuni voli, si distrusse in un incidente.

Con un biplano Voisin, munito di motore Antoinette, il celebre Farman raggiunse la velocità di 52 km/h nel 1908.

La versione del motore costruito nel 1909 sviluppò 55 cav. Aveva 8 cilindri a V raffreddati ad acqua; cilindrata 8 litri; peso 110 kg. Il motore pesava quindi  $110/55 = 2$  kg per cavallo.

La camicia che conteneva l'acqua di raffredda-

mento dei cilindri era di rame; il radiatore era in tubi; la circolazione dell'acqua era ottenuta sia per il principio del termosifone sia per l'azione di una piccola pompa; la quantità di acqua era di 12 litri.

Nel 1907 l'ing. M.A. Farcot costruì un motore ad 8 cilindri a V raffreddato ad aria. I cilindri erano muniti di alette per aumentarne la superficie di raffreddamento. Una carenatura provvedeva a convogliare l'aria di raffreddamento, che era anche aspirata posteriormente da una ventola comandata dall'albero motore.

Il Farcot costruì 3 versioni del motore, per potenze di 30-35 cav., per potenze di 50-55 cav., e per potenze di 100-110 cav.; il peso oscillava da 1,80 a 2,50 kg. per cavallo.

Un motore che si distacca dagli orientamenti precedenti, specie per l'impostazione della sollecitazione dei materiali, fu quello costruito dall'ingegnere francese Esnault-Pelterie nel 1907. Questi comprese i vantaggi dei motori stellari, ma, a causa delle difficoltà di lubrificazione dei cilindri in basso, determinata dalla scarsa precisione di lavorazione meccanica del tempo, realizzò un motore a 7 cilindri in 2 stelle con i cilindri tutti in alto, quella anteriore aveva 4 cilindri e quella posteriore 3 cilindri.

Il motore sviluppò 30-35 cav. e pesava 52 kg; si aveva quindi un peso di 1,6 kg per cavallo.

Nel 1909 la ditta Mercedes costruì un motore da

60 cav, che fu montato sui dirigibili Parseval.  
Il motore era a 4 cilindri, con cilindrata totale di 5,3 litri; pesava 120 kg cioè  $120/60 = 2$  kg. per cav.

Per evitare formazioni di ghiaccio il carburatore aveva l'aria riscaldata; il radiatore era a nido d'api.

I cilindri erano fusi a coppie, con la loro camicia d'acqua.

Il carter era in alluminio a due pezzi, le valvole erano poste sulla testa della camera di scoppio ottenendo così una forma razionale della camera stessa. Si applicò un dispositivo di anticipo all'accensione, comandato dal pilota quando agiva sulla manetta per dare gas.

Anche la lubrificazione era ben assicurata; in fondo al carter una pompa ad ingranaggi inviava l'olio in pressione prima ad un manometro indicatore e poi a lubrificare i 3 supporti dell'albero motore; da questi l'olio passava a lubrificare le teste di bielle.

Già nel 1908 la Fiat aveva costruito il motore SA/8/75 con due file di 4 cilindri ciascuna, raffreddati ad aria. Il motore aveva la cilindrata totale di 8 litri, pesava 95 kg, sviluppava 60 cavalli a 2.000 giri. Il peso per cavallo era di  $95/60 = 1,6$  kg., valore ottimo per quei tempi. Il motore non entrò in produzione di serie per mancanza di ordinativi; a quel tempo il governo italiano, come anche quelli stranieri, si disinteressava allo sviluppo dell'aviazione.

Nel 1909 la Fiat costruì un motore per aeroplano a 4 cilindri fusi, in 3 versioni di potenze diverse.

S.53	potenza 60 cav.	peso 100 kg.
------	-----------------	--------------

S.54	potenza 80 cav.	peso 150 kg.
------	-----------------	--------------

S-61	potenza 130 cav.	peso 230 kg.
------	------------------	--------------

Nel 1909 la ditta Renault costruì un motore ad 8 cilindri a V raffreddati ad aria, convogliata da una opportuna carenatura ed aspirata posteriormente da una ventola comandata dall'albero motore.

La cilindrata era di 3 litri, la potenza di 50-60 cav., il peso di 165 kg; il motore pesava quindi  $165/55 = 3$  kg per cav.

Nel 1908 la ditta francese Gnome incominciò a costruire dei motori rotativi, nei quali i cilindri,

solidali all'elica, ruotano intorno ad un albero a gomito fisso.

Questa strana soluzione permetteva di utilizzare la parte rotante come volano; ciò era molto utile in questi motori che avevano un piccolo numero di cilindri e quindi una coppia motrice molto irregolare. Nei motori automobilistici si applica il volano, ma nei motori aeronautici, per ragioni di peso, tale soluzione non è possibile.

La maggior parte dei motori costruiti in questo tempo era raffreddata ad acqua poiché le moderate velocità degli aeroplani, dell'ordine di 50 km orari, non assicuravano una buona refrigerazione ad aria.

Ma i motori rotativi, col moto rotatorio dei cilindri solidali all'elica, avevano reso possibile una buona refrigerazione anche ad aria. I motori rotativi presentavano però alcuni inconvenienti a causa dell'olio che, per forza centrifuga, tendeva ad andare verso la testata. Si verificava così imbrattamento delle candele e sfuggita dell'olio attraverso le valvole. Le parti fisse del motore erano: l'albero motore, il carburatore, il magnete, la pompa dell'olio con le sue tubazioni.

Il primo motore rotante aveva cinque cilindri, sviluppava la potenza di 34 cav. e pesava 50 kg., il motore pesava quindi  $50/34 = 1,47$  kg. per cavallo, valore elevato rispetto ai moderni motori; in confronto però del primo motore dei fratelli Wright, che pesava 5,7 kg. per cavallo, si era ottenuto un sensibile alleggerimento.

Nel 1909 furono costruiti lo Gnome da 80 cav. e lo Gnome da 100 cav. Questi due motori erano identici e si differenziavano solamente per il numero dei cilindri, 7 nel primo e 9 nel secondo, e per le dimensioni del carter.

L'albero a gomito era fissato su una flangia, che serviva per montare il motore sull'aeroplano, in modo che la manovella si trovasse in verticale verso l'alto; così ogni pistone si trovava al punto morto superiore quando il suo cilindro passava in alto. Le valvole di scarico erano sistemate sulla testa dei cilindri e comandate da camme; le valvole di ammissione erano invece automatiche. Il carburatore era fissato ad una estremità dell'albero cavo e la miscela, tramite questo, veniva aspirata dai pistoncini.

Il carter era in due pezzi in acciaio stampato e nell'alloggiamento per i cilindri presentava due scanalature dove si inseriva il corrispondente risalto dei cilindri.

Questi presentavano alettature come gli attuali motori stellari. I pistoni erano in ghisa, la lubrificazione era fatta con olio di ricino.

Quando si tentò di aumentare la potenza dei motori, si verificò l'ostacolo delle rilevanti forze centrifughe, dovute all'aumento del peso, che sollecitavano notevolmente le strutture dell'aereo. Anche gli effetti giroscopici aumentavano notevolmente, compromettendo la manovrabilità dell'aereo, specie la virata.

Non fu quindi possibile superare i 200 cavalli con i motori rotativi e si dovette ritornare ai motori raffreddati ad acqua e, con l'aumento della velocità degli aerei, ai motori stellari.

Nel 1909 Louis Blériot aveva costruito un monoplano ad ala alta, di stupefacente linea aerodinamica per quel tempo. Dopo alcune prove fallite, a causa del motore e dell'elica, fu sostituito il motore con uno costruito dall'italiano Anzani, questi era un motociclista che aveva vinto alcune gare con i motori da lui costruiti.

Il motore aveva 3 cilindri a W, raffreddati ad aria, sviluppava la potenza di 24 cavalli e pesava 65 kg, cioè  $65/24 = 2,7$  kg. per cavallo.

Il motore Anzani aveva le valvole di aspirazione automatiche. Nel 1909 Blériot traversò la Manica con l'aeroplano precedente; la velocità fu di 55 km/h sui 38 km di percorso.

Londra e Parigi tributarono a Blériot onori trionfali, ai quali si sentì partecipe tutto il mondo. Un giornale inglese, in mezzo all'entusiasmo popolare, scrisse con amarezza: «L'Inghilterra non è più un'isola».

Il Blériot vinse il premio di 1.000 sterline che il giornale «Daily Mail» aveva offerto l'anno precedente al pilota che avesse traversato la Manica.

Il motore «extraleggero per aeroplani Isotta Fraschini» era ad 8 cilindri a V raffreddati ad acqua ed aveva la cilindrata di 5,1 litri. Sviluppava 55 cav., pesava 125 kg, cioè  $125/55 = 2,3$  kg. per cavallo.

I cilindri erano costruiti in ghisa fusa, le valvole erano tutte comandate a camme. Stranamente

l'elica veniva comandata dall'albero a camme tramite un cardano.

La circolazione dell'acqua di raffreddamento era assicurata da una pompa centrifuga di tipo moderno; anche la circolazione dell'olio lubrificante era assicurata da una pompetta ad alta pressione. L'ingegnere Faccioli, direttore della ditta S.P.A., progettò nel 1908 il primo aeroplano italiano, che volò l'anno seguente munito di un motore costruito dalla stessa ditta; il motore sviluppava 25 cavalli.

3-2 Per quanto si fossero fatti notevoli progressi nella realizzazione dei motori, sia per la leggerezza che per la sicurezza di funzionamento, si era ancora molto lontani dalle prestazioni degli attuali motori aeronautici.

Allora i motori erano costruiti con materiali pesanti, come ghisa ed acciaio, e non si impiegava il duralluminio.

Il pistone in ghisa risulta sensibilmente più pesante di quello in duralluminio, e ciò riduceva il numero di giri del motore. Infatti le forze d'inerzia del pistone sono proporzionali al suo peso, e la riduzione delle forze d'inerzia permette l'aumento del numero di giri, con sensibile vantaggio per la potenza sviluppata.

3-3 Nel 1909 la nobiltà romana tra cui i principi Torlonia, Doria, Borghese, Potenziani, fondò il «Club Aviatori», pagando personalmente le spese di costituzione ed affittando un vasto prato a Centocelle, nelle vicinanze della Capitale. Il Ministero della Guerra ed il Ministero della Marina parteciparono con un modesto contributo per favorire tale iniziativa.

In questo periodo Wilbur Wright si trovava in Francia ed il predetto «Club Aviatori» inviò il suo rappresentante, maggiore Morris, ad invitare Wilbur Wright a Roma per effettuare voli dimostrativi e per dare lezioni di pilotaggio.

Nell'aprile del 1909 Wilbur Wright venne a Roma ed eseguì alcuni voli con un aeroplano munito di motore Barrigaud et Marre della potenza di 25-30 cav.; il motore era raffreddato ad acqua, e mediante catene di biciclette comandava 2 eliche controrotanti. L'aereo veniva lanciato su una monorotaia da un peso di 700 kg. Wilbur Wright portò in volo il ten. di vascello Calderara,



il ten. del Genio Savoia, il cap. Castagneris, l'on. Sonnino; poi tenne delle lezioni di pilotaggio.

Il Wright eseguì anche un volo con decollo mediante il solo motore e senza l'uso della spinta addizionale del contrappeso.

La folla, tra la quale c'era anche il Re d'Italia, rimase stupita ed ammirata.

Alla partenza da Roma, come precedentemente concordato, Wilbur Wright lasciò il suo aeroplano ai soci del Circolo; i piloti poterono pertanto proseguire l'attività volativa. Nacque così l'aviazione italiana, merito delle famiglie patrizie che avevano fondato il «Club Aviatori».

Nel settembre dello stesso anno 1909 si tenne a Brescia un raduno internazionale di aviatori, al quale parteciparono 6 piloti italiani, 4 francesi, 1 statunitense; questi, Glenn Curtiss, vinse la gara e l'italiano Calderara giunse secondo.

Alcuni ingegneri italiani incominciarono a costruire velivoli e motori; sino al 1912 questi raggiungevano potenze oscillanti fra 35 e 65 cav.

3-4 E' strano notare come l'Aviazione, nata con i Wright negli Stati Uniti, si sviluppasse nel decennio seguente specialmente in Francia.

Ricordiamo i nomi dei più famosi piloti di questo periodo. Il franco-brasiliano Santos-Dumont fu il primo a volare in Francia nel 1906, percorse 220 metri in 21 secondi, vincendo un premio di 1.500 franchi destinato al pilota che superasse i 100 m.

Nel 1907 Farman percorse 1.030 m. in un minuto e 14 secondi, dopo i voli dei fratelli Wright questo fu il primo che superò il minuto. In seguito Farman, nel 1908, volò per 20 minuti e 20 secondi con un aereo Voisin dotato di un motore da 22 cav.

Delagrè vinse alcune gare aeree e nel 1908 a Roma percorse 12.750 m. in 15' e 25".

Blériot nel 1909 traversò la Manica con il suo omonimo aeroplano, munito di motore Anzani.

3-5 I fratelli Wright avevano proseguito a migliorare il loro aeroplano per soddisfare le richieste del Governo Americano, il loro addestramento al volo era sensibilmente superiore a quello degli altri piloti, sia per la maggiore attività

svolta, sia per il razionale addestramento. Nel par. 2-2 è stato riportato come studiarono la virata per quasi 2 anni.

I primi voli francesi fecero nascere delle polemiche e Wilbur Wright, per dimostrare la superiorità del suo aeroplano, si recò in Francia; nell'agosto del 1908 eseguì dei voli che mostrarono come il suo aereo fosse più maneggevole di quelli francesi. Eseguì un volo di 65 chilometri in un'ora e mezza, in seguito, nel dicembre dello stesso anno, percorse 123 km in 2 ore e 18.

3-6 In questo tempo gli Enti Militari erano poco interessati all'aviazione; nel 1910 il Segretario Britannico alla Guerra dichiarò: «noi riteniamo che l'aeroplano non avrà mai importanza sui piani militari».

Questo signore avrebbe dovuto sapere che 30 anni dopo, dagli stessi scanni dai quali parlava, Winston Churchill avrebbe affermato che solo l'aviazione può far vincere una guerra. La stessa miopia e lo stesso disinteressamento per l'aviazione esistevano presso gli altri Stati Maggiori, come dimostra la disponibilità di aerei allo scoppio della 1.a Guerra Mondiale; tale disponibilità è illustrata nel seguente capitolo.

Il mancato interessamento dei governi rese molto lenta la evoluzione tecnica ed il progresso aeronautico per diverse ragioni. L'aerodinamica era ai primordi e l'evoluzione di questa scienza avrebbe richiesto la disponibilità di Centri Sperimentali di Ricerche, la cui costruzione poteva avvenire, considerati gli elevati costi, soltanto a spese delle nazioni interessate e non tramite l'industria privata.

Anche l'Alto Comando Tedesco, che stava preparando la mobilitazione industriale per iniziare la 1a Guerra Mondiale, trascurò di interessarsi all'aviazione.

3-7 Nel 1913 ci fu il premio imperiale germanico fra i motori d'aviazione; le caratteristiche tecniche principali sono riportate nello specchio seguente. In particolare sono molto importanti, per comprendere l'evoluzione dei motori d'aviazione, alcune caratteristiche tecniche, quali il peso per cavallo, oscillante fra 1,65 e 1,92 kg. per cavallo, la potenza per litro di cilindrata, la



velocità media del pistone. Nei pragrafi seguenti illustreremo l'importanza di queste caratteristiche in merito alla potenza dei motori; vedremo come la potenza per litro di cilindrata risulterà circa quintuplicata nei motori a scoppio della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale e come la velocità media del pistone sarà all'incirca raddoppiata negli stessi motori.

In questo periodo i carburatori erano sensibilmente migliorati rispetto ai precedenti; ricordiamo i carburatori Claudel, Sthénos, Zenith, e l'italiano Feroldi.

Conseguenza di questi miglioramenti tecnici sarà l'alleggerimento del motore, che arriverà a pesare solo 0,5 kg. per cavallo.

Si conosceva anche che la forma emisferica della camera di scoppio era migliore delle altre sia per la minor durata della fase di combustione, sia

perché, a parità di volume, ha la minore superficie interna e quindi il motore subisce un minor riscaldamento. La difficoltà pratica della sistemazione delle valvole in testa non fece sviluppare questa soluzione, e si seguì a sistemare le valvole in sedi ricavate lateralmente ai cilindri.

3-8 Nel 1911 in Francia incominciarono a svilupparsi le comunicazioni radio e la fotografia aerea. Maurice Farman, fratello del più famoso Henry costruttore di aerei, iniziò a fare esperimenti di trasmissioni radio dall'aereo, da distanza di 20 km. Il trasmettitore di bordo pesava poco più di 20 kg. Anche gli inglesi incominciarono ad interessarsi in merito.

Quasi nello stesso tempo il tenente francese Blard ottenne delle buone fotografie di Rheims dalla quota di 1.300 metri, utilizzando una macchina fotografica speciale.

Motore e num. cilindri	Alesaggio e corsa mm.	Giri al minuto	Potenza cav.	Consumo specif. gr. per cav. ora	Peso motore kg.	Peso per cav. kg. per cav.	Cilindrata litri	Potenza per litro cilindrata	Veloc. media pistone m/sec.
Benz 4	130-180	1.288	101,7	211	167	1,65	9,5	10,7	7,7
Daimler 6	105-140	1.387	91	228	157	1,73	7,3	12,5	6,4
Nag 4	135-160	1.344	97	217	191	1,97	9,2	10,5	7,15
Daimler 4	120-140	1.412	72,8	226	139	1,92	6,5	11,2	6,6
Argus 4	140-140	1.368	98	239	173	1,76	8,6	11,2	6,4

## 4 - L'aviazione nella 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale

4-1 All'inizio della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale esistevano in Francia 120 aeroplani, in Inghilterra 113, in Germania circa 200. Molti di questi aeroplani erano civili; in Inghilterra esistevano 14 aeroporti, ma nessuno era militare.

Le caratteristiche tecniche ed operative degli

aeroplani erano poco diverse fra loro; velocità da 80 a 120 km/h; plafond (quota massima) 3.000 m; 25-30 minuti per raggiungere la quota di 2.000 m.

La situazione dell'aeronautica non era certo brillante; il materiale di volo era eterogeneo ed i

piloti civili erano degli autodidatti che non avevano subito controlli ed esami.

Bisogna anche considerare che l'attività volativa, svolta prima dello scoppio della 1ª Guerra Mondiale, era stata troppo modesta per poter influire sul miglioramento del materiale di volo e di quello del personale.

L'Italia disponeva di qualche Blériot, di prestazioni troppo modeste per l'impiego bellico. Ciò fu dovuto al ritardo con il quale si era compresa l'importanza dell'aviazione.

Lo stanziamento per l'Aeronautica nell'anno 1915 fu di 64 milioni di lire in Francia, di 15 milioni di lire in Austria-Ungheria e solo di 4 milioni in Italia.

All'inizio della guerra il nostro governo dovette acquistare aeroplani dalle ditte francesi Farman e Voisin; i primi Farman avevano il motore Anzani da 95 cav., che permetteva all'aereo di raggiungere solo 90 km/h; fu poi montato il motore Fiat da 110 cav.

Gli aeroplani Voisin erano dotati di motori Isotta-Fraschini da 100 cav. e raggiungevano la velocità di 115 km/h. Questo aereo saliva a 2.000 m. in 18 minuti.

Gli Stati Uniti entrarono in guerra, a fianco degli Alleati, solo nel 1917. E si verificò una delle cose più strane ed incredibili: la patria dei pionieri dell'aviazione, i fratelli Wright, non disponeva di aeroplani bellici!

La Francia fu costretta a fornire aeroplani ed anche ad addestrare i piloti americani. Se si pensa che la guerra durava già da anni e che la probabilità di entrata in guerra degli Stati Uniti aumentava continuamente, questa completa mancanza di un'aviazione militare americana deve essere considerata un errore inqualificabile.

Ed ancora più inammissibile appare se si considerano le disponibilità economiche per la Difesa e l'esperienza pratica della guerra in corso; questa aveva messo bene in risalto l'efficacia e l'importanza dell'aviazione militare.

4-2 Già nel 1912 su un aeroplano dei fratelli Wright era stata montata una mitragliatrice Lewis con caricatore a tamburo e su un aeroplano inglese era stata montata una mitragliatrice Maxim con caricatore a nastro. Nel 1913 sull'ae-

reo inglese Vickers F.B.5 fu montata prima una mitragliatrice Vickers, poi sostituita da una Lewis; tale aeroplano fu chiamato Gunbus.

E' da notare che i precedenti aeroplani avevano l'elica propulsiva e sistemata posteriormente; quindi il muso dell'aereo era libero per montare una mitragliatrice. Quando si costruirono aeroplani con motore sistemato sul muso della fusoliera, l'elica impediva di montare una mitragliatrice per sparare davanti.

Per tale difficoltà, e per lo scarso credito di avere mitragliatrici a bordo, tenendo anche conto del peso suppletivo da trasportare, all'inizio della 1ª Guerra Mondiale gli aeroplani erano disarmati e venivano impiegati per la ricognizione e per dirigere il tiro dell'artiglieria.

Di sua iniziativa qualche pilota si portava un fucile od una pistola; verso il 1915 il capitano francese Faure, senza interpellare il comando, munì di mitragliatrice il posto posteriore dell'osservatore.

In Francia si pensò di sparare con una mitragliatrice fissa in caccia e, per evitare di danneggiare l'elica se colpita da qualche proiettile, si corazzò con una piastra d'acciaio la parte posteriore dell'elica.

Roland Garros, che aveva ideato tale soluzione, abbatté il 1 aprile 1915 un biplano tedesco Albatros e nei 5 giorni successivi altri 4 aeroplani. Roland Garros fu infine abbattuto in territorio nemico; i tedeschi recuperarono l'aereo e scoprirono il segreto dell'asso francese.

4-3 I tedeschi interessarono il progettista di aerei olandese Anthony Fokker, che lavorava per loro, alla realizzazione di una simile soluzione. Al Fokker non piacque il sistema delle pale dell'elica corazzate; esisteva il pericolo che qualche frammento di pallottola danneggiasse l'aereo od il motore od ancor peggio che ferisse od uccidesse il pilota.

Il Fokker, dopo alcuni tentativi, riuscì a sincronizzare il tiro della mitragliatrice attraverso le pale rotanti dell'elica; gli aeroplani tedeschi ne furono subito dotati e nel 1915 entrò in linea il Fokker E 1, che può considerarsi il primo aeroplano da caccia.

Il Fokker E 1 era un monoplano monoposto con

motore da 80 cav. Un serbatoio carburante, posto in alto, alimentava per gravità il motore, mentre un altro serbatoio, posto in basso, riforniva di carburante il primo mediante una pompa azionata dal vento di corsa.

Una mitragliatrice Maxim di calibro 7,9 mm. era posta sul muso dell'aereo ed era sincronizzata con i giri dell'elica.

La velocità max dell'aereo era di circa 130 km/h.

La squadriglia del famoso asso von Richtfonen era dotata di questi caccia verniciati in rosso.

Gli aeroplani franco-inglesi divennero facile bersaglio dei caccia tedeschi perché la mitragliatrice brandeggiabile posteriore forniva una scarsa difesa, anche a causa della difficoltà di puntamento, per la correzione dell'errore di tiro tiratore e dell'errore di tiro bersaglio.

Per fortuna degli Alleati un aereo tedesco fu abbattuto in Francia; si poté così riprodurre e montare sugli aeroplani alleati un analogo sincronizzatore.

L'aeroplano, che prima era stato soltanto un mezzo di ausilio per la conduzione delle operazioni belliche, anche spesso disarmato, divenne una vera arma. Nell'agosto del 1915 un Fokker, con arma sincronizzata in caccia, pilotato dal famoso asso tedesco Max Immelman, attaccò ed abbatté un biplano inglese; fu questa la prima vittoria di un vero aereo da caccia, vittoria che segnò una nuova era dell'aviazione. Il pilota divenne così un vero combattente; egli puntava il bersaglio nemico con il suo aeroplano per sparare con le mitragliatrici fisse in caccia e sincronizzate con l'elica.

Con tale svolta dell'armamento aereo iniziarono i combattimenti fra aeroplani nemici ed incominciarono ad affermarsi dei piloti i cui nomi sono rimasti perenne simbolo di abilità ed eroismo.

4-4 Nelle incursioni su Londra del 1916 molti Zeppelin, orgoglio dei tedeschi, furono abbattuti da parte degli aeroplani e dell'artiglieria contraerea. L'Alto Comando tedesco fu costretto a sospenderne le incursioni e pensò di proseguire i bombardamenti con aeroplani, ma quelli disponibili erano capaci di trasportare solo 50 kg di bombe. Per raggiungere il peso programmato di 500 kg di bombe i tecnici ritennero che sarebbe

occorso un motore di 500 cavalli, potenza assolutamente irraggiungibile a quel tempo. I tedeschi risolsero il problema costruendo un aeroplano bimotore, il Gotha; questo aeroplano aveva la velocità max di 160 km/h e 4 ore di autonomia. Nel biplano Gotha si era sacrificata la robustezza per aumentare il carico bellico; pertanto questo aeroplano richiedeva campi di volo molto ben preparati.

Il plafond (quota max) era di 6.250 m, valore eccezionale per quel tempo; questa brillante prestazione era dovuta all'alto rapporto di compressione del motore, che era il Mercedes D 1 V a 6 cilindri in linea raffreddati ad acqua e che sviluppava la potenza di 260 cav.

Le prime due azioni di bombardamento su Londra, condotte da una ventina di aeroplani, costarono l'abbattimento di un solo Gotha per missione.

Per controbattere il Gotha gli inglesi realizzarono il bombardiere bimotore Handley Page 0/400 dotato di motori americani Liberty da 200 cav. nella versione di quell'epoca. Questo motore, a 6 cilindri raffreddati ad acqua, era all'avanguardia essendo molto leggero, pesando circa 1 kg. per cavallo. In questo motore si usò il duralluminio per sostituire la ghisa; i cilindri furono costruiti in acciaio sottile e non in ghisa fusa; per la prima volta, furono impiegati acciai ad alta resistenza.

In Italia, nel 1913, l'ing. Gianni Caproni si era reso conto del potenziale bellico di un bombardiere che trasportasse un notevole carico di bombe, concordemente con le teorie dell'allora colonnello Douhet, del quale divenne amico. Si può dire che mentre quest'ultimo era il teorico puro del potere aereo, il Caproni ne divenne il realizzatore pratico.

L'ing. Caproni progettò il trimotore Ca 1, con motori Gnome; quello centrale, sistemato a poppa della navicella, aveva la potenza di 100 cavalli e quelli laterali la potenza di 80 cavalli ognuno, dotati di elica trattiva. La potenza totale dell'aereo risultava così di 260 cavalli, ed in quell'epoca era il bombardiere più potente del mondo.

Nel 1915 ne fu ceduta la licenza di costruzione alla Francia.

In seguito l'ing. Caproni sostituì i motori Gnome con i motori Fiat A 10 a 6 cilindri verticali raffreddati ad acqua, della potenza di 100 cav. Questo motore aveva il basamento in lega leggera, bielle a doppio T, alleggerite nell'anima da alcuni fori, pistoni in lega leggera con 3 fasce elastiche in ghisa. I cilindri erano in acciaio fucinato, riuniti in coppie dalla camicia d'acqua in lamiera di ferro, riportata con saldatura autogena. Sia le valvole di aspirazione che quelle di scarico erano comandate da un albero longitudinale a camme, ruotante in una guaina di bronzo fissata in alto sopra i cilindri. Il carburatore era doppio.

L'alesaggio e la corsa erano rispettivamente di 120 e 140 mm. La potenza ai rispettivi giri era:

1.200 giri	95 cav.
1.300 giri	100 cav.
1.400 giri	105 cav.

Il motore pesava 194 kg., cioè pesava 1,94 kg. per cavallo, e consumava 245 grammi di benzina per cavallo ora.

Nel 1915 l'ing. Caproni si incontrò con il generale Cadorna e propose a questi la costruzione di 150 trimotori in modo da poter bombardare le retrovie austriache, specie le reti ferroviarie che alimentavano i rifornimenti. Il generale Cadorna aderì a tale proposta, ma i Comandi Centrali furono riluttanti.

Il Caproni aveva un'ampia visione del potere aereo; sostenne che la potenza del Ca 1 era modesta e che occorreano motori più potenti per avere una maggiore velocità e per disporre di una maggiore rapidità di salita.

Propose ed ottenne di montare i motori Isotta Fraschini V4B da 150 cav.

Questo bombardiere, il Ca 3, aveva la potenza totale di 450 cav. La realizzazione di un nuovo motore, il Fiat A12 della potenza di 200 cav., comportò un nuovo progetto del Caproni, il trimotore Ca 5, della potenza totale di 600 cav. La Francia, gli Stati Uniti, ed in seguito anche l'Inghilterra, chiesero la fornitura di questo bombardiere, che era all'avanguardia delle realizzazioni aeronautiche.

Negli Stati Uniti, ove venivano costruiti i Ca 5

americani, furono montati i motori Liberty da 200 cav.; nelle prove di collaudo furono raggiunti risultati entusiasmanti.

Nonostante l'eccezionale aumento del carico dei bombardieri, avvenuto durante la 1ª Guerra Mondiale, gli Stati Maggiori richiedevano pesi di bombe da trasportare sempre maggiori; il Caproni progettò pertanto un triplano colossale, il Ca 4, con 3 motori Liberty ultima versione, da 350-400 cav.

Questo bombardiere aveva il carico utile di 3.500 kg., la velocità di 140 km/h e saliva a 3.000 metri in 24 minuti.

4-5 Agli inizi del 1918 il Ministero dell'Aria inglese decise di bombardare Berlino in quanto l'Handley-Page O-400 aveva mostrato la possibilità e l'efficacia dei bombardamenti pesanti. In gran segreto realizzò un quadrimotore con i motori riuniti due a due in tandem in gondole alari; l'aereo aveva così due eliche trattive e due eliche propulsive. I motori erano i Rolls-Royce Eagle VIII della potenza di 359 cavalli, valore eccezionale per quel tempo.

La velocità max dell'aereo era di 160 km/h e pesava, a pieno carico, 13.600 kg; poteva trasportare un carico di bombe superiore a quello dei bombardieri italiani della 2ª Guerra Mondiale.

Ma quando furono approntati i primi 3 esemplari finì la guerra; questi 3 bombardieri furono trasformati in aerei da trasporto civile.

Oltre che per l'eccezionale potenza dei motori, questo aereo presentava alcune innovazioni, come ad esempio una torretta con due mitragliatrici posta in coda; nella 2ª Guerra Mondiale gli U.S.A. hanno adottato tale armamento sui loro bombardieri.

4-6 I piloti della 1ª Guerra Mondiale si resero conto come la velocità dell'aeroplano fosse un fattore determinante per la vittoria: il caccia più veloce poteva attaccare l'aeroplano nemico in coda e poteva sfuggire quando si fosse trovato in posizione sfavorevole; l'aeroplano da bombardamento poteva addirittura non essere raggiungibile dalla caccia avversaria. Gli Stati Maggiori incominciarono così a richiedere aeroplani più



veloci e motori più potenti. Si affermò l'importanza della ricerca scientifica e tecnica per gli aeroplani, nei quali i fattori leggerezza, ingombro ridotto, sicurezza di funzionamento non avevano riscontro con le realizzazioni meccaniche funzionanti al suolo.

Verso la fine della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale l'Alto Comando tedesco si trovò in difficoltà; l'Albatros D-1, con motore Mercedes da 160 cav., era ormai superato dagli aerei franco-inglesi, quali il Bristol F2B con motore da 275 cav., lo Spad con motore Hispano da 180 cav., e il Sopwith-Camel con motore rotativo a 9 cilindri Le Rhône da 145 cav.

Questo caccia biplano era molto maneggevole e leggero (pesava 660 kg. carico); aveva 2 mitragliatrici sincronizzate in caccia; la velocità massima era di 200 km/h ed il plafond di 6.700 m. Il Sopwith-Camel divenne l'aeroplano favorito tra i piloti alleati; ne furono costruiti 5.500 esemplari che abbatterono 1.200 aerei tedeschi. Gli Enti responsabili tedeschi si resero conto dell'inferiorità operativa e tecnica dei loro aeroplani; ordinarono quindi alle loro industrie di realizzare motori più potenti, tali da permettere velocità più elevate agli aeroplani.

Pochi mesi prima della fine della guerra entrò così in linea il biplano da caccia Fokker D-VII; una versione montava un motore BMW da 185 cav., un'altra versione un motore Austro-Daimler da 210 cav.; il caccia aveva la velocità max di 215 km/h, il plafond di 6.700 m., l'autonomia di 2 ore. A pieno carico pesava 900 kg. ed aveva 2 mitragliatrici sincronizzate con l'elica.

Il Fokker D-VII fu il miglior caccia della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale, ma era giunto troppo tardi.

Verso la fine della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale anche l'Italia produsse un eccellente caccia, l'Ansaldo SVA 3-4-5 con motore in linea SPA 6A da 200 cav.; l'aereo raggiungeva la velocità di 200 km/h, eccezionale per quei tempi.

Gli Stati Maggiori dell'Esercito, che dirigevano le Aeronautiche Militari, si stavano rendendo conto dell'importanza dell'aviazione; non essendo preparati in merito e non potendo sostenere discussioni con i piloti, passavano direttamente all'industria le richieste di motori più potenti, di aerei

più veloci, con plafond ed autonomie maggiori. Il rifornimento del materiale di volo doveva essere assicurato dalle organizzazioni logistiche dell'Esercito; si verificarono però pesanti disservizi che compromettevano seriamente le possibilità volative dei Reparti. Ad esempio in Germania, all'inizio della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale, il rifornimento ai 40 Reparti di Volo esistenti era pressoché nullo; i Reparti colmarono questa lacuna con l'iniziativa di inviare dei loro autocarri direttamente alle fabbriche, ed un loro ufficiale prelevava il materiale di volo che riteneva opportuno, senza alcun controllo.

Questi ufficiali dei Reparti di Volo davano poi direttive ai tecnici delle ditte costruttrici, con le quali venivano in contatto personale. Solo verso la metà del 1915 il Comando Supremo tedesco ordinò di porre a capo dell'aviazione un ufficiale pilota.

Si incominciò così ad organizzare l'aeronautica; severe disposizioni vietarono il rifornimento diretto dei Reparti dalle fabbriche.

Si organizzò l'afflusso del materiale di volo in modo da non creare sprechi; precedentemente si era verificato che un Reparto si era trovato in crisi per mancanza di eliche, pur avendo esuberanza di candele, mentre un altro Reparto, pur avendo esuberanza di eliche, non poteva svolgere una completa attività volativa per mancanza di candele. La organizzazione del rifornimento materiali fu benefico perché la scarsità di materie prime ed il modesto ritmo della produzione industriale del settore impedivano di avere ampie scorte.

4-7 A differenza di quanto era avvenuto nelle guerre precedenti, nelle quali il combattente, il fante, era una entità anonima che non aveva idee sulla condotta della guerra, nella 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale l'aviatore era un combattente con una fisionomia ben diversa. La levatura mentale degli aviatori era molto alta rispetto alla massa dei fanti, e anche il personale di terra, gli specialisti, che dovevano assicurare l'efficienza e la sicurezza degli aeroplani, rappresentavano una categoria diversa da quella dei fanti, composta principalmente da contadini.

Aviatori e specialisti facevano giornalmente espe-



rienza in un campo completamente nuovo, nel quale non esistevano disposizioni od orientamenti accettati per tradizione.

Inoltre il contatto fra piloti e specialisti affinò la preparazione di tutte e due le categorie.

All'inizio della 1ª Guerra Mondiale le Aeronautiche Militari non avevano un proprio Stato Maggiore, ma dipendevano dallo Stato Maggiore dell'Esercito; questo, ovviamente, non poteva fornire indirizzi alla condotta delle operazioni militari.

I piloti si sentirono così costretti ed autorizzati a stabilire la tecnica delle formazioni di aerei, la tecnica di combattimento; già in precedenza i più abili avevano insegnato le manovre acrobatiche.

Le iniziative dei piloti non furono ostacolate dagli Stati Maggiori, che si sentivano incompetenti a formulare e comprendere le problematiche operative.

Dopo un combattimento veniva spontaneo al pilota di confrontare il suo aereo con quello avversario e, se aveva riscontrato delle deficienze sul proprio apparecchio, reclamava modifiche od addirittura un nuovo tipo di aereo con caratteristiche operative superiori, od almeno eguali, a quelle dell'avversario.

La 1ª Guerra Mondiale fu combattuta non solo al fronte, ma, per la prima volta, anche negli studi e nei laboratori scientifici. Ad un certo livello della tecnica ogni ulteriore progresso richiede studi e ricerche non solo nel campo specifico, ma anche nei campi collaterali; ad esempio il progresso motoristico è collegato ai progressi della metallurgia, dei carburanti, degli oli, degli impianti elettrici, delle eliche, ecc.

Il miglioramento dei motori non poteva quindi assicurarsi che con un grande potenziamento delle organizzazioni tecnico-scientifiche in vari campi. Questo potenziamento avrebbe richiesto stanziamenti finanziari non disponibili in tempo di guerra, e neanche in tempo di pace, eccetto per poche nazioni industrialmente molto sviluppate, nelle quali praticamente tutti gli studi sono utilizzati per la vastità della loro produzione.

In ogni modo la continua richiesta di miglioramento degli aerei da parte dei piloti della 1ª

Guerra Mondiale comportò un certo progresso e fece comprendere la necessità di disporre di Istituti di Ricerche Aeronautiche.

Nel campo motori si verificò un eccezionale progresso non solo con l'aumento delle potenze ma anche con la sicurezza di funzionamento. La grande attività volativa svolta era esperienza diretta che indicava i miglioramenti da apportare.

Fu così migliorata l'accensione, che fu resa doppia, con 2 magneti, con doppio circuito, con 2 candele per ogni cilindro. Oltre il beneficio della maggiore sicurezza, le 2 candele per cilindro assicurano una migliore combustione, a causa del minor tempo occorrente per bruciare tutta la miscela.

Si incominciò a richiedere il materiale di volo in base a capitolati tecnici che vincolano alcuni elementi caratteristici, ad esempio per un motore: potenza, peso, ingombro, consumo specifico, velocità media del pistone, rapporto di compressione, ore di funzionamento prima della revisione generale ecc.

Ma per costruire sotto richieste tecniche spinte, ed all'avanguardia del progresso, occorrevano organizzazioni tecniche ed industriali grandiose ed efficienti; le attività tecniche richiedono la esatta conoscenza scientifica dei fenomeni fisici, e la giovane aeronautica disponeva di scarsa esperienza.

Di mano in mano che si svolgeva l'attività volativa degli aeroplani appena costruiti si veniva anche a conoscenza di nuovi problemi tecnici e scientifici da risolvere; si intravedeva così la possibilità di apportare ulteriori miglioramenti ai motori ed agli aeroplani. Gli Stati Maggiori e gli Enti Tecnici si resero conto che un aeroplano di nuovo progetto era superato dalla tecnica già quando entrava nella fase di «produzione di serie».

In particolare si era compreso come la supremazia aerea fosse importante ai fini bellici e come questa supremazia potesse essere assicurata solo da scienziati e da tecnici molto esperti, fornendo loro le attrezzature necessarie per la ricerca scientifica.

Queste attrezzature sono notevolmente costose

perché i coefficienti che compaiono nelle formule aerodinamiche, ricavati da prove eseguite su piccoli modelli ed a velocità modeste, risultano scarsamente precisi; solamente grandi gallerie e colossali impianti sperimentali possono fornire

dati sperimentali molto vicini a quelli che si verificheranno su un aereo.

La costruzione di Centri Sperimentali grandiosi, tali da fornire elementi precisi ai progettisti, richiede, purtroppo, spese ingenti.

## 5 - Aumento della velocità degli aeroplani

5.1 L'esigenza operativa delle alte velocità, messasi in risalto durante la 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale, indusse molte nazioni ad una intensa ricerca scientifica per poter disporre di forze aeree efficienti.

L'appendice A mette in risalto come, per aumentare la velocità dell'aeroplano, occorre: aumentare la potenza del motore; aumentare il rendimento dell'elica; diminuire il coefficiente di resistenza all'avanzamento dell'aeroplano; diminuire la superficie alare.

5-2 La diminuzione del coefficiente di resistenza all'avanzamento dell'aeroplano ha interessato i più grandi aerodinamici; lo studio e le ricerche sperimentali in gallerie di vento di profili alari, di fusoliere e di altre parti dell'aeroplano, hanno fornito dati pratici esatti per l'indirizzo costruttivo degli aeroplani e per la loro progettazione.

Giunti a misurare gli effetti dannosi dei profili poco aerodinamici si cercò di eliminare ogni ingombro possibile.

Questo indirizzò alla realizzazione di monoplani con ali a sbalzo, eliminando così le incastellature necessarie per i biplani.

Per quanto già nel 1931 fosse stato applicato il carrello retrattile sul caccia americano Grumman FF-1, questa soluzione si estese solo qualche anno prima della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale.

L'impiego poi delle strutture a guscio in lega leggera, abbandonando i tralicci in acciaio ricoperti di tela, permise la realizzazione di forme più aerodinamiche e quindi una ulteriore diminuzione del coefficiente di resistenza.

5-3 La diminuzione della superficie alare è ot-

tenibile con l'alleggerimento dell'aeroplano e con carichi alari maggiori.

Ma l'aumento del carico alare determina maggiori difficoltà di pilotaggio, specie per l'aumento delle velocità di atterraggio e di decollo.

L'aumento del carico alare è stata una conquista dei piloti che, selezionati più rigorosamente, con un addestramento professionale più accurato, hanno permesso di raggiungere alti carichi alari e di passare dai biplani ai monoplani.

5-4 Durante il periodo fra le due guerre mondiali le eliche subirono un continuo miglioramento, sia dal punto di vista aerodinamico che da quello costruttivo. Le caratteristiche di robustezza delle eliche in legno possono variare nel tempo per effetto di scollature, di deformazioni, ecc; le eliche metalliche invece assicurano una robustezza costante nel tempo. Conseguentemente le eliche metalliche si diffusero sempre maggiormente sino a far scomparire del tutto quelle di legno.

L'angolo di incidenza con il quale l'aria investe le pale delle eliche dipende dalla composizione della velocità rotatoria dell'elica con la velocità propria dell'aeroplano.

Le eliche della prima Guerra Mondiale erano a passo fisso, cioè le pale erano solidali con il mozzo.

Alle diverse condizioni di volo variava quindi l'incidenza con la quale l'aria agiva sull'elica; cambiava quindi la resistenza offerta dall'elica al motore, e quindi il numero dei giri; anche il rendimento dell'elica subiva escursioni.

Tra la fase di decollo e la fase di velocità massima si verificava una grande variazione dell'angolo di incidenza delle pale dell'elica, e la conse-

guente impossibilità di sfruttamento completo del motore nelle varie condizioni di volo; per di più il rendimento dell'elica risultava modesto.

Dopo la 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale si riuscì parzialmente ad eliminare tale inconveniente, realizzando delle eliche a passo variabile a terra, nelle quali si regolava l'incidenza delle pale a secondo del volo previsto.

In seguito si riuscì ad ottenere un notevole miglioramento, realizzando delle eliche a passo variabile in volo, con comando manuale del pilota.

Poco prima della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale si realizzarono le eliche a giri costanti; un comandino, regolato a mezzo di forza centrifuga, fa ruotare assialmente le pale in modo che il numero dei giri rimanga costante al valore prescelto dal pilota, indipendentemente dalla manetta gas e dalla velocità dell'aereo.

L'elica a giri costanti si comporta come un cambio automatico e continuo di una automobile mentre un'elica a passo fisso corrisponde ad una automobile senza cambio.

L'automobilista sa bene le difficoltà che ne derivano, specie se gli è capitata la disavventura di dover camminare con il cambio bloccato per un inconveniente meccanico.

Nelle eliche a passo variabile in volo, oppure in quelle a giri costanti, le pale sono montate sul mozzo in modo da poter ruotare intorno al

loro asse; dei cuscinetti a sfere diminuiscono l'attrito in modo da ridurre l'energia richiesta per la rotazione delle pale.

Nei congegni di passo variabile in volo tipo Hamilton l'energia è fornita dall'olio in pressione del motore che passa attraverso il comandino prima accennato, sistemato sul mozzo dell'elica. La pressione dell'olio risulta regolata dalla forza centrifuga in modo da assicurare l'opportuna escursione delle pale.

5-5 Come illustrato nell'appendice A, la velocità dell'aeroplano aumenta secondo la radice cubica della potenza; occorre quindi un notevole aumento della potenza del motore per ottenere un aumento anche modesto della velocità.

Nell'appendice A viene illustrato come per aumentare la velocità di un aeroplano degli anni 1930 da 300 a 390 km/h, dotato di motore della potenza di 400 cavalli, sarebbe occorso un motore della potenza dell'ordine di 1.100 cavalli, potenza novolmente superiore alle possibilità di allora.

La stessa appendice illustra come per aumentare la velocità di un aeroplano dell'inizio della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale da 520 a 620 km/h, dotato di un motore della potenza di 1.000 cavalli, sarebbe occorso un motore della potenza dell'ordine di 2.000 cavalli, allora non disponibile.

## 6 - Il motore a scoppio e le benzine

6-1 E' opportuno premettere che, a differenza dei capitoli precedenti e dei seguenti, questo capitolo non segue un criterio cronologico. Non ci si riferisce quindi al periodo successivo alla 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale, ma si abbraccia tutto l'arco di tempo dell'impiego del motore alternativo. In tal modo sarà agevole avere un quadro panoramico dei motori stessi.

Il motore a scoppio trasforma parte dell'energia calorifica contenuta nella benzina in energia meccanica; la percentuale tra questa energia meccanica utilizzata e la totale energia del car-

burante è il rendimento totale del fenomeno energetico.

Il rendimento totale dipende da diversi rendimenti, fra i quali il rendimento termico ideale; questo si verificherebbe se non venisse perso calore per dover raffreddare i cilindri, se non ci fossero attriti, se non esistesse la necessità di fornire energia per il comando di organi ausiliari.

Una legge della termodinamica illustra come il rendimento termico ideale dipenda solamente dal rapporto di compressione e cresca con que-

sto. Purtroppo non è possibile far funzionare un motore ad elevati rapporti di compressione in quanto si verifica il dannoso effetto della detonazione della miscela carburante.

6-2 Le benzine sono ricavate dal petrolio greggio mediante procedimenti di distillazione frazionata, di raffinazione, di trasformazione.

Il petrolio greggio è un miscuglio di diverse sostanze, quali vari tipi di idrocarburi, acidi, fenoli, composti solforati, ecc.

Per separare le diverse sostanze, che si trovano nel petrolio greggio, si esegue la distillazione frazionata; il greggio viene riscaldato a 350-400 gradi in modo che evaporino e poi si condensano in contenitori diversi a seconda della temperatura di condensazione. Il procedimento di lavoro è continuo.

Dal greggio si ricavano i seguenti prodotti principali: gas, benzina leggera, benzina pesante, petrolio, gasolio, combustibili per turbogetti, olio combustibile, olio lubrificante, residui.

Il rapporto fra questi prodotti non è costante ma varia a seconda della località di estrazione del greggio.

I prodotti ottenuti dalla distillazione frazionata contengono alcune impurità, tra le quali particolarmente dannose sono i prodotti solforati ed i prodotti non saturi; questi ultimi perché determinano instabilità.

I prodotti della distillazione vengono quindi trattati con alcune soluzioni che eliminano le sostanze dannose.

Alcuni dei prodotti prima indicati sono meno richiesti dal mercato, mentre per altri la richiesta è superiore alla disponibilità. Si è pertanto ricorso alla trasformazione di qualche prodotto in un altro mediante processi di isomerizzazione, di aromatizzazione, di idrogenazione, di alchilazione, di polimerizzazione, di craking termico e catalitico, di reforming termico e catalitico, di platforming, di poliforming, di hidroforming. Alcuni di questi processi permettono di ricavare benzine notevolmente antidetonanti.

6-3 Nella combustione regolare la miscela ha una velocità di propagazione della fiamma dell'ordine di 20-30 metri al secondo; quando si verifica il fenomeno della detonazione la velocità

di propagazione della fiamma aumenta notevolmente, raggiungendo i 300 metri al secondo.

La detonazione avviene quando, nella combustione iniziata regolarmente, la velocità di propagazione della fiamma aumenta enormemente; cioè la miscela brucia troppo rapidamente in confronto all'aumento di volume creato dal moto discendente del pistone. Si verificano pertanto subitanei aumenti della pressione.

Il passaggio dalla combustione lenta a quella esplosiva crea un'onda di detonazione che si propaga sino alle pareti della camera di scoppio, viene riflessa e ritorna al centro comprimendo i prodotti della combustione. Si determina pertanto un aumento di temperatura e di pressione.

I fattori che influenzano maggiormente la detonazione sono:

- la costituzione chimica della benzina;
- la turbolenza della miscela nella camera di scoppio;
- la temperatura e la pressione della miscela nella camera di scoppio;
- la temperatura delle superfici della camera di scoppio;
- la posizione delle candele e la temperatura degli elettrodi;
- la dosatura della miscela carburata.

Le miscele ricche hanno un effetto antidetonante; questo è conosciuto anche dagli automobilisti. Se si ha un'auto con motore alimentato con benzina super ed al rifornimento tale tipo di benzina non è disponibile, si può riempire il serbatoio con benzina normale ed arricchire la miscela tirando alquanto il pomello di arricchimento usato per la messa in moto.

6-4 Il fenomeno della detonazione non deve essere confuso con quello dell'autoaccensione, per quanto il primo possa essere una conseguenza dell'altro. Quando avviene surriscaldamento del motore o di qualche sua parte, come gli elettrodi delle candele, può avvenire l'autoaccensione della miscela prima che scocchi la scintilla delle candele. Spesso l'autoaccensione è provocata da uno scarso anticipo all'accensione. L'autoaccensione determina perdita di potenza, un ulteriore surriscaldamento, funzionamento irregolare e vibrazioni perché il feno-



meno può non verificarsi in tutti i cilindri.

6-5 Per misurare il potere antidetonante delle benzine si usa il metodo del numero di ottano N.O. Questo metodo è un confronto fra la detonabilità della benzina in esame ed una miscela di eptano ed isottano.

L'eptano è l'idrocarburo più detonabile e gli si dà il valore di zero ottani; l'isottano era, quando fu scelto questo sistema, l'idrocarburo più resistente alla detonazione, e gli si dà il valore di 100 ottani. Variando le proporzioni di eptano e di isottano si possono ottenere miscele con diversa detonabilità.

Le prove di misura del potere antidetonante della benzina vengono eseguite in questo modo. Un motore monocilindrico speciale, nel quale sia possibile variare il rapporto di compressione, viene alimentato con la benzina in prova e si aumenta man mano il rapporto di compressione sino a far avvenire la detonazione.

Si ferma il motore, si lascia inalterato il rapporto di compressione e si alimenta il motore con miscele di eptano-isottano sino a trovare la miscela a più alto numero di ottano che detona. La benzina in prova viene denominata con la percentuale di isottano contenuta in questa miscela.

Così una benzina da 87 N.O. significa che ha il potere antidetonante di una miscela composta da 87% di isottano e 13% di eptano.

E' stato precedentemente accennato come la detonabilità aumenti con la pressione e la temperatura della miscela; conseguentemente nelle condizioni di massime prestazioni del motore, come nella fase di decollo dell'aeroplano, si verificherebbe la detonazione se non si usasse un opportuno accorgimento. Nelle condizioni di alte prestazioni la miscela carburante viene sensibilmente arricchita e quindi detona più difficilmente.

Per caratterizzare una benzina è quindi necessario conoscere il suo numero di ottano N.O. sia con miscela magra sia con miscela ricca.

Si è stabilito di riferire la miscela povera alla dosatura di 1 kg di benzina per 16,7 kg di aria e la miscela ricca alla dosatura di 1 kg di benzina per 9 kg di aria.

Quando per il N.O. si riportano due numeri, il primo si riferisce alla miscela povera ed il secondo alla miscela ricca, nelle dosature prima indicate. Nel passato l'isottano era l'idrocarburo più antidetonante esistente, e fu preso come campione con valore 100. Attualmente sono stati trovati prodotti più antidetonanti dell'isottano puro, e quindi non valutabili con il precedente sistema, che può arrivare solo a 100 N.O.

Per valutare le moderne benzine antidetonanti si è introdotto il numero di «prestazione», che si indica sempre con N.O.

Quando si dice che una benzina ha 130 N.O. significa che un motore progettato per l'impiego di questo carburante, e quindi con più alto rapporto di compressione di un motore per benzina da 100 N.O., sviluppa una potenza del 130% rispetto a quella del motore previsto per benzina 100 N.O.

6-6 Alcune sostanze aggiunte alle benzine ne aumentano la resistenza alla detonazione; una di queste è il piombo tetraetile. Ma poiché il piombo tetraetile determina depositi di piombo, dannosi specie sulle valvole e sulle candele, si aggiunge alla benzina il bromuro di etilene che trasforma l'ossido di piombo in bromuro, assai volatile.

Altre sostanze hanno potere antidetonante, ma sono meno efficaci del piombo tetraetile, eccetto un composto ultimamente prodotto negli U.S.A.

Il piombo tetraetile è molto sensibile all'ossidazione e, per evitare decomposizioni nei depositi, si aggiungono alle benzine sostanze stabilizzanti. In alcuni recenti motori si impiegano carburanti a 115-145 N.O.; ciò significa che questi motori sono costruiti con rapporti di compressione e con sovralimentazione tali da permettere, in crociera, una potenza del 115% di un motore previsto per benzina 100 N.O. e, nella fase di decollo, una potenza del 145% di quella di un motore previsto per benzina 100 N.O.

Una caratteristica che influenza la detonabilità della benzina è il calore latente di evaporazione. Quando la benzina evapora assorbe calore e quindi la miscela si raffredda; quanto più grande è il calore latente di evaporazione tanto più



fredda risulterà la miscela, e quindi più pesante quella entrata nel cilindro.

Conseguentemente le benzine ad alto calore latente di evaporazione permettono al motore di sviluppare una maggiore potenza ed inoltre riducono alquanto la temperatura dei pistoni, dei cilindri, delle valvole, delle candele ecc.

Elevati calori latenti di evaporazione sono posseduti dagli alcool, e per tale ragione questi furono impiegati per assicurare una potenza di emergenza.

Le benzine con elevato calore latente di evaporazione non erano necessarie nei primi motori, dati i modesti rapporti di compressione; d'altra parte queste benzine non si sarebbero potute impiegare perché avrebbero favorito la formazione di ghiaccio nel carburatore a vaschetta, allora usato. Gli attuali carburatori ad iniezione, nei quali il carburante viene spruzzato in pressione dopo il tubo Venturi, in una zona non fredda, non presentano questo inconveniente.

6-7 Con le benzine disponibili subito dopo la 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale si potevano raggiungere rapporti di compressione di 4-5 e quindi i motori avevano potenze modeste e bassi rendimenti (cioè grandi consumi di carburante). Verso l'inizio della seconda Guerra Mondiale si passò dalle benzine a 87 N.O. a quelle a 100 N.O. con sensibile aumento della potenza dei motori.

Con le benzine attuali a 100 N.O. i motori delle automobili sono costruiti per rapporti di compressione dell'ordine di grandezza di 9, mentre i motori di aeroplano vengono realizzati con rapporto di compressione di circa 7.

Questo minore rapporto di compressione dei motori di aeroplano, rispetto ai motori di automobile, è dovuto alla presenza del compressore, che, comprimendo la miscela, determina una più elevata pressione alla fine della compressione. Ma poiché, come in precedenza esaminato, il fenomeno della detonazione è favorito enormemente dall'alta pressione, si è stati costretti a limitare il rapporto di compressione.

La figura seguente 1 dà una chiara visione del bilancio energetico in un motore di aeroplano del tipo 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, nel quale si raggiunse il rendimento del 30%.

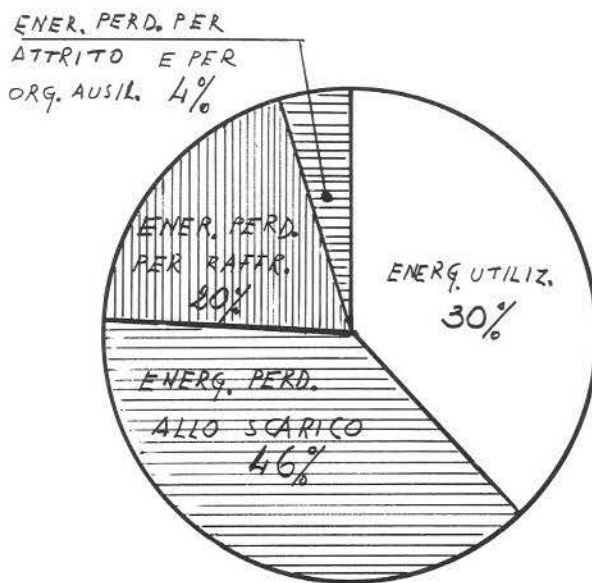


fig. 1

Nei gas di scarico viene perduta l'energia calorifica di circa il 46%; tale energia corrisponde a quanto le leggi della termodinamica permettono di calcolare in funzione del rapporto di compressione.

Mediante altri 20% di energia calorifica vengono perduti per il raffreddamento.

Di questi circa il 17% sono perduti per raffreddare i cilindri e permettere il pratico funzionamento del motore; altri 3% vengono perduti a causa del riscaldamento che subisce l'olio, che deve essere poi raffreddato in opportuni radiatori. Nei motori a scoppio l'olio serve non solo per lubrificare ma anche per raffreddare (specie i pistoni).

Inoltre altri organi ausiliari utilizzano l'energia fornita dal motore, come albero a camme, pompe, magneti, dinamo ecc.; esistono poi gli attriti propri del motore; in totale la somma di queste energie perdute od utilizzate altrimenti è di circa il 4% dell'energia fornita dal combustibile. Il restante 30% è l'energia utilizzata dal motore.

6-8 Per realizzare motori di grande potenza occorre rendere elevato il rendimento pratico del motore (dell'ordine di grandezza del 30% come precedentemente visto nei motori della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale), ed occorre bruciare grandi quantità di benzina al secondo.

Il rendimento del motore sinora raggiunto è un limite ottimale, praticamente non superabile, a causa del limite del rapporto di compressione e dell'impossibilità di ridurre la quantità di calore da asportare per refrigerare i cilindri. (ved. par. 12-1). Per bruciare maggiori quantità di benzina al secondo, aumentando proporzionalmente la potenza, si possono seguire i seguenti 3 indirizzi: — Aumento della cilindrata; il peso della miscela bruciata aumenta proporzionalmente alla cilindrata.

— Aumento del numero di giri; in ogni 2 giri brucia la miscela contenuta in un cilindro. Vedremo però in seguito che l'aumento di potenza non è proporzionale al numero dei giri, ma, a causa della diminuzione del rendimento volumetrico, raggiunge un massimo per poi diminuire.

— Aumento della pressione di alimentazione tramite un compressore; si determina così, a parità di cilindrata, un maggiore peso di miscela entrata nel cilindro.

Esaminiamo questi 3 fattori che influenzano la potenza del motore.

6-9 L'aumento della cilindrata presenta delle limitazioni. La cilindrata totale di un motore è data dalla cilindrata di un cilindro per il numero dei cilindri.

Verso la fine della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale si tentò di realizzare motori con cilindri di grande diametro; i tentativi furono infelici e confermarono le leggi teoriche.

L'aumento del diametro del cilindro determina un aumento della sezione proporzionalmente al quadrato del diametro (precisamente la sezione è data da  $\pi D^2/4$ ); il volume di una sezione di un cm. di altezza di un cilindro aumenta anche esso proporzionalmente al quadrato del diametro.

La superficie laterale del cilindro, attraverso la quale avviene il raffreddamento dello stesso, varia invece proporzionalmente al diametro.

Così, raddoppiando il diametro di un cilindro, il peso di miscela che si trova in una sezione di altezza 1 cm del cilindro diviene 4 volte maggiore; quindi quattro volte maggiore è il calore sviluppato dalla combustione della miscela, mentre la superficie di refrigerazione diviene solamente doppia.

Si comprende come il cilindro di maggior diametro si riscalderebbe maggiormente; anche il pistone raggiungerebbe una temperatura maggiore. Praticamente è stato riscontrato che il diametro del cilindro (alesaggio) non può superare i 16 cm. Un fenomeno pressoché analogo si verifica nelle armi automatiche. In queste il riscaldamento è proporzionale al quadrato del calibro mentre il raffreddamento è incirca proporzionale al calibro. Risulta quindi che, a parità della qualità del materiale della canna, per non superare una certa temperatura di sicurezza, occorre ridurre la celebrità di tiro con l'aumento del calibro.

La cilindrata del motore a scoppio può essere invece aumentata con un aumento del numero di cilindri; ma anche questa via ha delle limitazioni pratiche.

Per i motori stellari si passò da quelli ad una stella a quelli a 2 stelle di 7 o di 9 cilindri ciascuna.

In seguito si sono costruiti motori a 3 stelle di 7 oppure di 9 cilindri ciascuna. Si è tentato poi la realizzazione di un motore a 4 stelle; dopo diversi insuccessi per la difficoltà di riuscire a refrigerare la 4<sup>a</sup> stella, la Pratt-Whitney realizzò, poco dopo la fine della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, il motore a 4 stelle, con 7 cilindri per ciascuna, R-4360-41 della cilindrata di 71,5 litri.

Questo motore sviluppava 3.500 cav. con un peso di 1.665 kg; rapporto di compressione 6,7. I cilindri delle 4 stelle erano disposti elicoidalmente lungo l'asse motore e delle opportune carenature circondavano ognuna delle 7 serie in modo da convogliare l'aria di raffreddamento. 6 di questi motori erano montati sul famoso bombardiere statunitense Convair B-36B.

Nei motori in linea non è consigliabile realizzare un albero con più di 6 gomiti a causa delle difficoltà di centraggio; si è aumentato a 12 il numero dei cilindri passando ai motori a V, con due file di 6 cilindri ciascuna, e a 18 cilindri nei motori a W con 3 file di 6 cilindri ciascuna.

Nella 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale si sono realizzati motori a 24 cilindri ad X con 4 file di 6 cilindri ciascuna, (la produzione del motore tedesco DB604 fu sospesa per non buon funzionamento), e motori a 24 cilindri ad H con 2 alberi

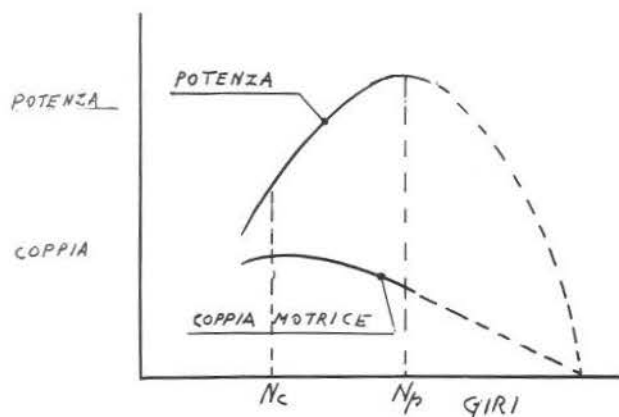


fig. 2

motori collegati allo stesso albero portaelica. (ved. par. 15-3)

Il motore inglese Napier Sabre di questo tipo sviluppava al decollo la potenza di 2.200 cavalli (vedi par. 15-3).

La sicurezza di funzionamento di un motore, fattore notevolmente importante nelle costruzioni aeronautiche, decresce con il numero di cilindri, che sono organi molto sollecitati e soggetti ad avarie.

Anche per questo aspetto appare poco opportuno aumentare ancora il numero dei cilindri degli attuali motori.

6.10 Il numero dei giri è limitato dalle accelerazioni e dalle relative forze d'inerzia delle parti in moto alternativo.

Queste forze d'inerzia dipendono dalla velocità media del pistone  $V$  che è legata al numero dei giri  $N$  dalla seguente formula, nella quale  $C$  rappresenta la corsa:

$$V = \frac{CN}{30}$$

La velocità media  $V$  non può superare i 16 m/sec.

Risulta quindi che, a pari velocità media  $V$ , il numero di giri  $N$  aumenta man mano che diminuisce la corsa  $C$  del pistone; questo spiega l'elevato numero di giri nei motori da motocicletta e come, aumentando le dimensioni dei cilindri (e quindi la corsa), il numero dei giri diminuisce, a pari velocità media del pistone.

D'altra parte non si può ridurre la corsa del pistone perché si ridurrebbe la cilindrata.

L'aumento del numero dei giri comporterebbe inoltre una riduzione del tempo di apertura della valvola di aspirazione (dell'ordine di un centesimo di secondo) e conseguentemente diminuzione del rendimento volumetrico, cioè del peso di miscela che entra nel cilindro.

Ciò determina l'opportunità di ridurre il numero dei giri. Infatti la coppia motrice, a causa della riduzione del rendimento volumetrico, diminuisce dopo che si supera un certo numero di giri ( $N_c$  nella figura 2).

La potenza sviluppata è determinata dal prodotto della coppia per il numero di giri:

$$\text{potenza} = \frac{\text{coppia} \times \text{numero giri}}{716}$$

Di conseguenza, aumentando i giri oltre  $N_c$ , la potenza seguita ad aumentare per un certo tratto (ma con minor pendenza) sino a raggiungere il valore massimo ad un certo numero di giri  $N_p$ .

6.11 Il rapporto di compressione al livello del mare (pressione massima al decollo) ha raggiunto, durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, valori di 2 atmosfere. Tale rapporto di compressione non può essere superato senza influire negativamente sulla detonabilità della miscela, il cui verificarsi determina più elevate pressioni e quindi eccessive sollecitazioni agli organi del motore.

6.12 Il continuo miglioramento dei motori, da quello dei fratelli Wright a quelli della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, è stato determinato essenzialmente dall'aumento del rapporto di compressione permesso dalle benzine più antidetonanti, dall'aumento della velocità media del pistone, dall'aumento della pressione di alimentazione. Ciò ha permesso di passare dai 4 cavalli per litro di cilindrata del motore dei fratelli Wright ai 17 cavalli per litro alla fine della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale ed ai 50 cavalli per litro durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale.

Non deve meravigliare questo valore in confronto con la potenza per litro sviluppata dai motori delle auto da corsa, ove si superano i 150 cavalli per litro; questa grande potenza è ottenuta a scapito della sicurezza di funzionamento.

Basti pensare alla proporzione fra automobili

partite ed automobili arrivate a fine gara; considerare anche le fermate ai box (ed in aria non ci sono box) e che mentre l'automobile da corsa viene spesso impiegata per una sola gara e per poche ore, l'aeroplano viene progettato e costruito per compiere migliaia di ore di volo. Inoltre, per la messa a punto di un'automobile da corsa, vengono impiegati molti tecnici specializzati che spesso lavorano per mesi fino all'ora della partenza.

Il progetto dei motori delle auto da corsa è impostato su alcuni fattori molto spinti rispetto ai normali motori: rapporto di compressione di 11,5 (in luogo degli 8-9), velocità media del pistone di 22 m/sec (in luogo di 12).

Un altro fattore, che permette una elevata potenza per litro di cilindrata, è conseguenza del fatto che la cilindrata max, permessa dalla formula 1, è modesta, 3.000 cmc.

In un motore ad 8 cilindri la cilindrata risulta di 375 cmc. per cilindro ed in un motore a 12 cilindri la cilindrata risulta di 250 cmc. per cilindro. In conseguenza delle piccole dimensioni dei cilindri l'alesaggio risulta modesto e ciò permette una ottima refrigerazione del motore, come illustrato al paragrafo 6-9.

Sulla famosa auto Ferrari 312T, che nell'anno 1975 con il pilota Niki Lauda ha vinto il campionato mondiale di formula 1, è montato

un motore Ferrari a 12 cilindri. Le caratteristiche tecniche principali di questo motore sono le seguenti:

cilindrata 2.991 cmc; alesaggio 80 mm; corsa 49,6 mm; rapporto di compressione 11,5, potenza 495 cav. a 12.000 giri al minuto, cioè alla velocità media del pistone di

$$\frac{CN}{30} = \frac{49,6 \times 12.200}{30} = 20,2 \text{ m/sec}$$

La potenza per litro di cilindrata risulta di

$$\frac{495}{2,991} = 165 \text{ cav.}$$

6-13 La potenza sviluppata per litro di cilindrata ha importanza non solo per la potenza massima sviluppata del motore, ma anche per la sua leggerezza.

Infatti la cilindrata determina il volume del motore e quindi il suo peso; conseguentemente l'aumento della potenza per litro di cilindrata provoca un alleggerimento dei motori. Il motore dei fratelli Wright, che sviluppava 4 cavalli per litro, pesava 5,7 kg per cavallo; i motori alla fine della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale, che sviluppavano 17 cavalli per litro, pesavano 1,2 kg per cavallo; i motori della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, che sviluppavano 50 cavalli per litro, pesavano 0,5 kg per cavallo.

## 7 - I motori a scoppio nel periodo 1920-1930

7.1 La fine della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale determinò il crollo dell'industria aeronautica, che praticamente cessò di esistere, poiché le Nazioni erano costrette ad impiegare le risorse economiche disponibile per riparare i danni subiti.

Anche i piloti avevano scarsa possibilità di mantenere il loro addestramento; alcuni di essi si trasformarono in acrobati dell'aria per attirare le folle di paganti.

L'attività volativa del 1919-1924 fu svolta quasi completamente con aeroplani residuati della guerra, quindi usurati e spesso non revisionati; il numero di incidenti fu notevole e molti piloti persero la vita.

7-2 Il progresso e l'evoluzione dell'Aeronautica dopo la 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale fu dovuta principalmente al prestigio ed all'emulazione delle grandi nazioni che concorrevano ai due trofei Coppa Schneider e Premio Pulitzer.

Come accennato al par. 5-5 la potenza dei motori è un importante fattore per raggiungere alte velocità; si eseguirono quindi studi e ricerche per aumentare la potenza; il conseguente aumento del numero dei cilindri del motore determinò una maggiore regolarità della coppia motrice e conseguente diminuzione dei fenomeni vibratorii.



7-3 Subito dopo la 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale si collegò il motore con l'elica tramite un riduttore, in modo che l'elica ruotasse più lentamente del motore e non raggiungesse all'estremità delle pale la velocità del suono.

Verso il 1920 la resistenza all'avanzamento dell'aeroplano fu ridotta con una capottatura aerodinamica dei motori, sia in linea che stellari; per questo ultimo tipo si migliorarono ancora le prestazioni con l'impiego di flabelli posteriori mobili e regolabili, che permettono di raffreddare le alet-

tature dei cilindri a secondo le condizioni di volo. 7-4 Nel 1928 si incominciarono ad usare le valvole raffreddate al sodio per risolvere il critico funzionamento delle valvole di scarico, che lavorano ad alta temperatura.

Il sodio contenuto nell'interno della valvola, liquido ad alta temperatura, trasporta direttamente il calore del fungo al gambo, viaggiando su e giù a causa del moto alternativo della valvola; si assicura così una più efficace refrigerazione della valvola stessa.

## 8 - Il compressore

8-1 Salendo in quota diminuisce la pressione dell'aria esterna; a 5.000 metri la pressione è la metà di quella al livello del mare; a 10.000 metri la pressione si riduce ad un quarto. Poiché la potenza che sviluppa un motore senza compressore è proporzionale alla pressione dell'aria esterna, risulta una notevole diminuzione della potenza del motore quando l'aeroplano vola in quota. Un motore da 100 cav. della 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale avrebbe così sviluppato solo 50 cav. alla quota di 5.000 m.

Già durante la 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale i tecnici si erano reso conto dell'opportunità di dotare il motore di un compressore, ma esistevano due notevoli difficoltà. La prima era dovuta al basso rendimento dei compressori centrifughi costruibili in quel tempo, la seconda difficoltà era determinata dall'elevato numero di giri al quale doveva ruotare il compressore, numero di giri che era circa 10 volte maggiore di quello dell'albero a gomito del motore. Ciò richiedeva la costruzione di un riduttore con elevato rapporto di trasformazione che, per la grande potenza da trasmettere, era di difficile realizzazione pratica in quel tempo.

La suralimentazione dei motori fu applicata nel 1918, per la prima volta, su alcuni motori di auto da corsa. Poco dopo il francese Rateau, precursore dei turbocompressori, cioè dei com-

pressori ai quali l'energia non è ceduta dall'albero motore ma da una turbinetta azionata dai gas di scarico, sviluppò il suo progetto e realizzò dei modelli. Illustreremo ampiamente l'argomento dei compressori nella seconda parte del testo in quanto è di basilare importanza per comprendere le difficoltà di realizzazione pratica dei turbogetti. Studi teorici sui turbocompressori furono anche eseguiti in Italia dal professore Anastasio Anastasi, dell'Università di Roma.

Il primo compressore fu impiegato nel 1926 in Inghilterra sul motore Jaguar IV-S. L'incentivo della Coppa Schneider spinse la Ditta Rolls-Royce ad approfondire gli studi sui compressori e ne realizzò uno che aveva il rapporto di compressione di 1,85, valore eccezionale per quei tempi.

I primi compressori con basso rapporto di compressione aumentavano la pressione dell'aria al livello del mare e mantenevano invariato il rapporto di compressione salendo in quota.

Ad esempio un compressore con rapporto 1,2 assicurava la pressione di 1,2 atm. al livello del mare; a quota 1.500 metri, ove la pressione è di 0,83, assicurando la pressione di alimentazione di  $0,83 \times 1,2 = 1$  atm.

Salendo ulteriormente in quota la pressione di alimentazione del motore diminuiva. Questi motori si dicono suralimentati. Ma quando si realiz-



zaroni compressori con alto rapporto di compressione, in modo da poter volare a quote elevate, la pressione di alimentazione al livello del mare risultava eccessiva, sia perché determinava la detonazione, sia perché faceva raggiungere alte pressioni di scoppio che danneggiavano i materiali. Si applicò quindi un congegno automatico regolatore, comandato dalla pressione atmosferica esterna, che agiva sulla farfalla, chiudendola parzialmente alle basse quote. In questo modo, a piena manetta, il pilota dispone solo della potenza max che il motore può fornire nelle particolari situazioni di volo.

Consideriamo ad esempio un motore che abbia la max pressione di alimentazione di 1,2 e che debba mantenere tale pressione alla quota di 4.000 metri (ove la pressione esterna è di 0,6 atm.).

Il rapporto di compressione del compressore deve essere quindi:

$$\frac{1,2}{0,6} = 2$$

Al livello del mare il regolatore automatico

chiude molto la farfalla (per essere più precisi varia il leveraggio di trasmissione fra manetta pilota e farfalla), sino a far raggiungere la pressione di alimentazione di 1,2 a fondo corsa max della manetta. Lasciando inalterata la manetta e salendo in quota, con la diminuzione della pressione atmosferica si apre gradualmente la farfalla in modo da mantenere la pressione di alimentazione a 1,2 atm. sino alla quota di 4.000 metri. A questa quota, detta di ristabilimento della pressione di alimentazione, la farfalla è tutta aperta; proseguendo a salire in quota diminuisce la pressione di alimentazione.

Vedremo in seguito un altro sistema, impiegato su molti motori tedeschi della 2a Guerra Mondiale, per limitare la pressione di alimentazione alle basse quote di volo. La regolazione era ottenuta mediante la variazione del numero dei giri della ventola del compressore, collegata idraulicamente all'albero motore.

La variazione del numero di giri era automatica, comandata dalla pressione atmosferica esterna tramite una valvola barometrica; questa valvola regolava la pressione dell'olio dell'accoppiamento idraulico albero motore-ventola del compressore.

## 9 - I carburatori

9-1 Come già accennato, alcuni dei primi motori di aeroplano non avevano un carburatore; la miscela veniva formata facendo cadere la benzina su una piastra, riscaldata dall'altra parte dall'acqua di raffreddamento del motore.

Questo sistema primitivo fu ben presto sostituito dal carburatore a vaschetta a livello costante, impiegato nelle automobili. In questo carburatore si crea una depressione nella strozzatura del Venturi e questa depressione determina l'evaporazione della benzina che arriva dalla vaschetta a livello costante.

Si definisce dosatura stechiometrica quella che ha un rapporto fra peso di aria e peso benzina tale che, dopo la combustione, tutto il carbonio e l'idrogeno della benzina abbiano bruciato, combinandosi con tutto l'ossigeno dell'aria.

Tale dosatura stechiometrica si verifica incirca al rapporto 15 a 1, ossia con una miscela formata da 15 kg di aria ed 1 kg di benzina.

Le miscele che contengono una maggiore proporzione di benzina si dicono ricche, quelle con una minore proporzione di benzina si dicono povere. La dosatura influenza notevolmente la velocità di combustione della miscela; se la dosatura è ricca e raggiunge 13 (cioè un chilo di benzina con 13 chili di aria) la velocità di combustione della miscela risulta massima; diviene quindi minimo il tempo di combustione e quindi minimo il riscaldamento del pistone e della camera di scoppio. Questo beneficio della miscela ricca è pagato dal più alto consumo di carburante, e quindi dalla diminuzione dell'autonomia dell'aeroplano.

Appare così l'opportunità di variare la dosatura

di miscela a secondo dei regimi di volo; nei regimi di crociera predomina il criterio di avere bassi consumi specifici poiché, per la modesta potenza sviluppata dai motori, il riscaldamento degli stessi non è eccessivo; ai massimi regimi, tipo decollo, la miscela viene arricchita per evitare forti riscaldamenti e fenomeni di detonazione. Il maggior consumo di carburante non è molto dannoso per l'autonomia se questo periodo di regime massimo viene mantenuto per breve tempo.

Nei regimi ricchi si raggiunge la dosatura di 9 a 1 per utilizzare l'eccesso di benzina per raffreddamento per evaporazione. I carburatori sono quindi progettati in modo da dare miscela con dosature sino a 9 ad 1.

9-2 Il carburatore a vaschetta per motori automobilistici raggiunse in breve tempo un buon funzionamento; nell'impiego sugli aerei presentava però alcuni inconvenienti.

— La vaschetta a livello costante non funzionava bene nel volo acrobatico.

— Salendo in quota la miscela si arricchisce. I primi carburatori avevano la regolazione della dosatura miscela fatta manualmente dal pilota; si usò poi una regolazione automatica, ottenuta tramite una capsula barometrica. Anche qualche aeroplano non antiquato, quale il T.6 da addestramento, con motore Pratt-Whitney 1340, aveva la dosatura miscela comandata manualmente dal pilota tramite una leva posta a lato di quelle del gas e dei giri.

Il problema dell'arricchimento della miscela con la quota è stato così da tempo superato.

— Salendo in quota la depressione che si crea nel Venturi, e che determina l'evaporazione della benzina, diminuisce proporzionalmente alla pressione dell'aria fluente. Se, ad esempio, al livello del mare nel Venturi di un motore senza compressore si verifica una depressione di mezza atmosfera, alla quota di 5.000 metri tale depressione diviene di 0,25 atmosfere, ed a quella di 10.000 metri la depressione diviene di 0,12 atmosfere. Si nota come, salendo in quota, la depressione si riduce tanto da non poter assicurare una completa evaporazione della benzina, e quindi un regolare funzionamento del motore.

— Con i primi motori per aerei si verificarono dolorosi incidenti al personale a terra. Il pilota fermava il motore togliendo contatto. L'esistenza di qualche punto caldo nella camera di scoppio, come ad esempio gli elettrodi delle candele, poteva provocare l'accensione della miscela rimasta nel cilindro e il conseguente giro dell'elica poteva essere mortale per il personale a terra. L'inconveniente venne eliminato mediante uno stop (idle cut-off) che, chiudendo il circuito carburante prima di togliere contatto alle candele, permette di bruciare tutta la miscela contenuta nei cilindri. In tal modo anche la presenza di un punto caldo non può determinare l'accensione del motore.

— Oltre i precedenti inconvenienti esiste quello della possibilità di formazione di ghiaccio nel carburatore a vaschetta. In questo tipo di carburatore si verifica, nella gola del Venturi, un raffreddamento dipendente da due cause concomitanti: raffreddamento a causa dell'espansione dell'aria nella gola e raffreddamento a causa dell'evaporazione della benzina.

9-3 Nel sistema di alimentazione del motore il ghiaccio può formarsi a causa di nubi, nebbia, pioggia, neve ed anche, con cielo trasparente, per alta umidità.

Il ghiaccio che si forma si classifica in 3 tipi: ghiaccio di impatto, ghiaccio dovuto all'evaporazione della benzina, ghiaccio sulla farfalla.

a— Il ghiaccio di impatto si forma quando la neve, la pioggia surgelata, l'umidità colpiscono superfici al disotto della temperatura di congelamento. Questo è il tipo di ghiaccio che si forma sulle ali e sulle superfici di comando dell'aeroplano. Tale tipo di ghiaccio di impatto si può formare vicino alle prese dinamiche dell'aria per il carburatore, nei gomiti, nelle palette deviatrici; il più pericoloso ghiaccio di questo tipo è quello che può formarsi sugli elementi dosatori del carburante, come il Venturi ecc.

Questo ghiaccio può alterare la dosatura della miscela e interrompere perfino il flusso della benzina.

b— Il ghiaccio dovuto all'evaporazione della benzina è determinato dal raffreddamento della miscela che si verifica, a causa dell'evaporazione

della benzina stessa, in una zona già raffreddata per l'espansione dell'aria nella gola del Venturi. Forse questo è il tipo di ghiaccio che si forma più spesso, e può ostruire l'ingresso della miscela ai cilindri.

c - Il ghiaccio alla farfalla si forma quando questa è semichiusa; in tale posizione la ristretta area di passaggio per la miscela crea una forte depressione e conseguentemente una notevole diminuzione di temperatura che raffredda la farfalla e può creare le condizioni adatte alla formazione di ghiaccio.

Questo tipo di ghiaccio tende a formarsi quando, volando nelle nubi, si fa una planata; infatti per ridurre motore si chiude parzialmente la farfalla.

9-4 La prima indicazione della formazione di ghiaccio è la perdita di potenza del motore. Infatti il ghiaccio ostruisce il Venturi e riduce il peso di aria che passa.

Il pilota può tentare di aprire maggiormente la farfalla, ma questa può essersi incastrata. Il manometro, che indica la pressione di alimentazione, segnerà un valore inferiore al normale.

Si previene la formazione di ghiaccio riscaldando l'aria che arriva al carburatore. Manovrando la valvola «carburator heat valve» il pilota può dosare la quantità di aria calda in modo da non eccedere nel riscaldamento e da non perdere così molta potenza.

Questa aria calda proviene, nei motori stellari, dall'aria che ha fluito intorno ai cilindri per raffreddarli; nei motori refrigerati a liquido proviene dall'aria che esce dai radiatori.

L'eccessivo riscaldamento determina una sensibile diminuzione della potenza del motore perché diminuisce il peso di miscela che arriva ai cilindri. Inoltre l'alta temperatura accentua il pericolo di detonazione.

Il pilota deve quindi controllare, specie al decollo, che la temperatura non superi determinati valori.

9-5 Per eliminare alcuni degli inconvenienti del carburatore a vaschetta a livello costante, ed in particolare la formazione di ghiaccio, si sono realizzati altri tipi di carburatori, quali quello a Venturi variabile, quello ad iniezione, oppure sostituendo il carburatore con una pompa ad iniezione tipo Diesel.

Nel carburatore a Venturi variabile si è eliminata la valvola a farfalla, la regolazione della quantità di aria necessaria per i cilindri è ottenuta mediante variazione della gola del Venturi, che è mobile in modo da assumere sezioni diverse.

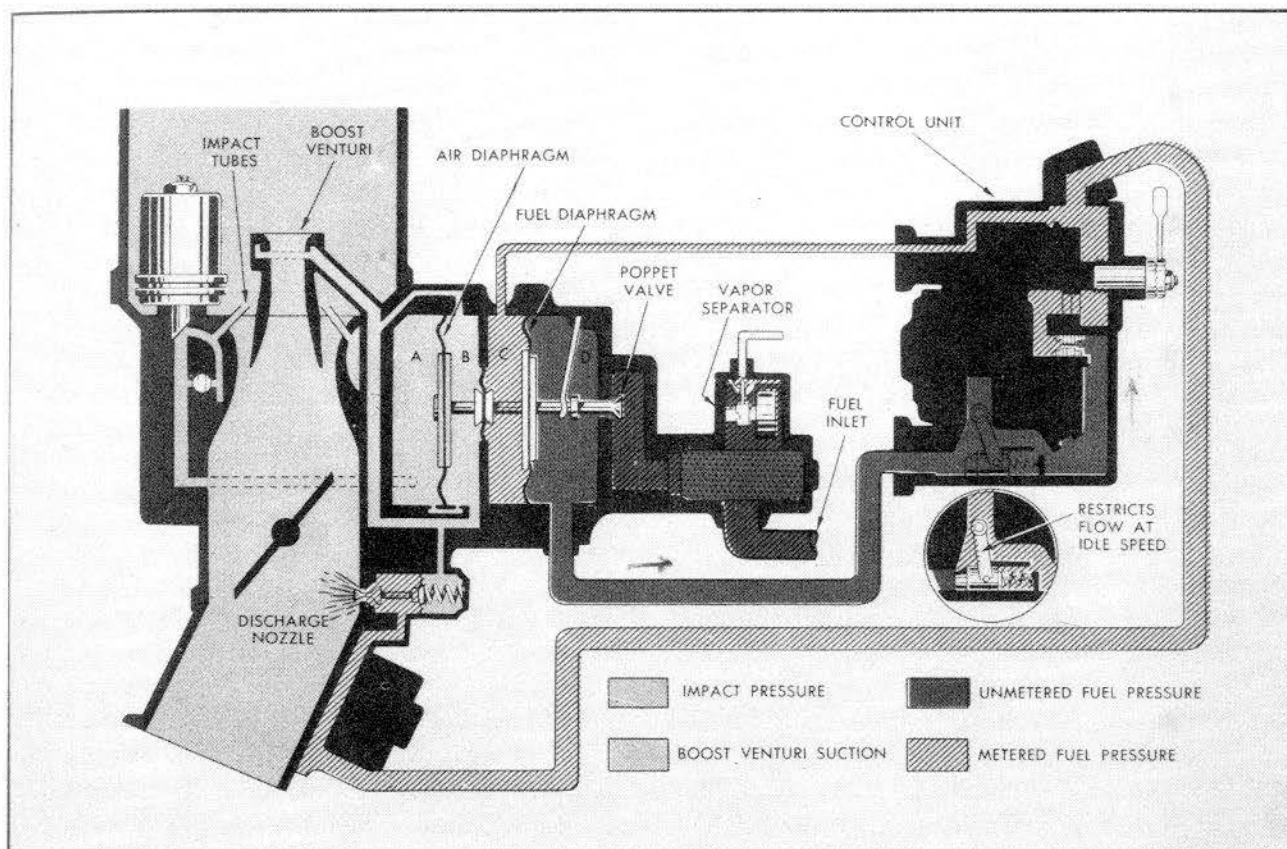
A causa della mancanza della valvola a farfalla la possibilità di formazione di ghiaccio è alquanto ridotta. Inoltre la dosatura della miscela è assicurata da una membrana, e non più da un galleggiante, eliminando così gli inconvenienti di questo sistema. Nel carburatore a Venturi variabile permane però l'inconveniente che la benzina viene spruzzata nella gola del Venturi, zona fredda dove può formarsi ghiaccio.

9-6 Il carburatore ad iniezione (fig. 2B) assicura lo spruzzo del carburante dopo il Venturi, cioè in una zona non in depressione e quindi non fredda; nei motori con compressore lo spruzzo avviene in una zona a pressione superiore a quella atmosferica ed abbastanza calda.

Anche in questo tipo di carburatore, come in quello a Venturi variabile, la regolazione del carburante non è fatta dalla vaschetta a livello costante, ma da una membrana. Su un lato di questa agisce la pressione statica (camera A della fig. 2B) e sull'altro lato (camera B) la pressione della gola di un doppio tubo Venturi, doppio in modo da assicurare una maggiore depressione regolatrice.

Quasi tutti i moderni motori usano questo tipo di carburatore. La depressione nella gola del doppio Venturi è proporzionale alla portata d'aria; tale depressione determina lo spostamento di una valvola a fungo (poppet valve) nel senso di aprirla. In tal modo la benzina, inviata in pressione dalla pompa del motore, arriva nella camera D e poi passa al complesso di regolazione (control unit) sul quale agisce la manetta carburante del pilota. Dal complesso di regolazione la benzina arriva ad una valvolina (discharge nozzle), forzandola ad aprirsi, in modo da essere spruzzata nella corrente d'aria diretta alle valvole di ammissione del motore.

La camera C è piena di carburante regolato alla stessa pressione di quello che arriva alla valvolina



*Main Metering System*

fig. 2B

di spruzzo; detta valvolina funziona anche come valvola di sicurezza.

Quando il motore funziona la pressione della camera C è inferiore a quella della camera D.

Pertanto due forze agiscono sulla valvola a fungo: una forza dipendente dallo squilibrio delle pressioni aria nelle camere A e B, tendente ad aprirla, una forza agente sulla membrana delle camere C e D, tendente a chiudere la valvola. Questa valvola si porta verso la posizione di apertura finché la pressione nella camera C è sufficientemente elevata, in modo che le due forze precedenti si bilanciano; ciò avviene quando la benzina spruzzata e la portata di aria sono in proporzioni corrette.

Altri particolari del carburatore ad iniezione sono il sistema del minimo (ottenuto con una molletta nella camera D), il sistema di accelerazione, la regolazione della dosatura miscela, l'idle cut-off.

9-7 La pompa di iniezione è analoga a quella usata nei motori Diesel; attraverso le valvole di aspirazione del motore arriva solo aria, mentre la benzina viene iniettata dalla pompa nel cilindro attraverso una valvolina posta sulla testata, ad una pressione di oltre 35 atmosfere.

Si evita in tal modo la differenza di dosatura di miscela nei vari cilindri, ciò che avviene con i carburatori a causa dell'inerzia delle goccioline di benzina nei gomiti delle tubazioni.

Ciò comporta un minor consumo di carburante nei motori dotati di pompa di iniezione. Questo tipo di pompa è però di lavorazione molto precisa, complessa e molto costosa.

E' composta da tanti pistoncini quanti sono i cilindri del motore.

La mandata del carburante è regolata dal pilota tramite la manetta che comanda una cremagliera; questa fa ruotare contemporaneamente tutti i pistoncini, variandone la portata.



La pompa di iniezione consente una partenza molto rapida e sicura, la quasi impossibilità di formazione di ghiaccio, una accelerazione molto efficiente. E' evitato il riscaldamento irregolare di qualche cilindro ed il ritorno di fiamma.

Quasi tutti i motori in linea tedeschi della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale impiegarono la pompa di iniezione; in particolare il motore D.B. 601, montato sui caccia italiani Mc 202 e Re 2001, ed il motore D.B. 605 montato sui caccia italiani Mc 205, G.55 e Re.2005.

## *10 - Tipi di raffreddamento dei motori e motori con valvole a foderò*

10-1 Per poter far funzionare un motore occorre refrigerare i cilindri in modo che questi ed i pistoni non raggiungano temperature eccessive. I sistemi di raffreddamento sono due: a liquido e ad aria.

Nel primo tipo si applica una camicia intorno ai cilindri in modo da formare un contenitore; dal serbatoio il liquido viene inviato al contenitore tramite una pompa, il liquido, riscaldato, arriva ad un radiatore, posto sull'aeroplano ove si raffredda in modo da poter rientrare in circolazione. Nel secondo tipo l'aria investe i cilindri, che presentano estese alettature per aumentare la superficie di raffreddamento.

I motori raffreddati a liquido presentano 4 vantaggi sui motori raffreddati ad aria:

a) Una resistenza all'avanzamento dell'aeroplano sensibilmente minore di quella di un motore stellare. Nel 1939, quando sul caccia americano Curtiss Hawk si sostituì il motore stellare R 1830 con il motore Allison V 1710 raffreddato a liquido, la resistenza all'avanzamento dell'aeroplano si ridusse del 20%. (ved. nota a fondo par.).

Ciò dipende dal fatto che la sezione frontale del motore raffreddato a liquido è sensibilmente minore di quella di un motore stellare di pari potenza, a causa della disposizione dei cilindri. Per di più il motore stellare presenta la resistenza aerodinamica dovuta alla alettatura dei cilindri.

Durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale l'ingombro frontale di un motore quadro assicurava all'incirca la potenza di 1.800 cav. nei motori in linea e solo di 1.000 cav. nei motori stellari.

b) Il motore refrigerato a liquido permette un più lungo impiego a regime max.

c) Offre migliore visibilità al pilota a causa del minor ingombro frontale.

d) Richiede minor tempo per essere riscaldato e permette, quindi il decollo dell'aeroplano in più breve tempo.

Nell'impiego dei caccia queste caratteristiche erano determinanti. I motori stellari hanno tre vantaggi sui motori raffreddati a liquido, a causa della mancanza di serbatoi liquido, di radiatori, di pompe, di tubazioni ecc.

a) — maggiore semplicità dell'installazione.

b) — minor peso totale

c) — minore vulnerabilità nelle azioni belliche.

Per questi vantaggi sui bombardieri si montavano normalmente motori stellari; a ciò fa eccezione l'Inghilterra, ove il motore in linea Merlin fu montato su alcuni bombardieri.

10-2 Verso il 1926 la Ditta inglese Bristol si rese conto come le normali valvole a fungo fossero una limitazione al raggiungimento di elevate prestazioni dei motori. Ad un alto numero di giri il rendimento volumetrico del motore si abbassa, cioè entra un minor peso di miscela nel cilindro a causa dell'inerzia della vena fluente e del breve tempo di apertura della valvola di aspirazione; anche nella fase di scarico si verificano fenomeni dannosi e non tutti i prodotti della combustione vengono evacuati dal cilindro.

La Ditta Bristol, ottenuto un contributo da parte del Ministero dell'Aria, costruì nel 1932 il motore Perseus, nel quale erano state eliminate le valvole a fungo; l'ammissione e lo scarico

erano assicurati da fori esistenti su un cilindro scorrevole e ruotante (valvola a fodero) nel cilindro motore (fig. 3).

Il fodero scorrevole era nitruato in modo da risultare molto duro e poco usurabile.

Il Perseus era un motore stellare a 9 cilindri; fu costruito in seguito il Taurus, 14 cilindri a doppia stella, quindi nel 1963 l'Hercules, che fu montato su alcuni bombardieri della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale (par. 16-3).

Questo motore a 14 cilindri sviluppava la potenza di 1.700 cavalli.

Il motore a fodero risulta meno rumoroso del normale motore e permette di aumentare all'incirca di 1 il rapporto di compressione senza incorrere nell'inconveniente della detonazione. Questo notevole vantaggio è dovuto all'assenza di zone sovrariscaldate per l'efficienza dello scarico; infatti nel normale motore con valvole a fungo, nei pressi delle valvole di scarico, si determina una zona di sovrariscaldamento.

Questi benefici furono contrastati da grosse difficoltà di realizzazione pratica e di messa a punto, tali da far sospendere, ad esempio, l'impiego dell'Hercules per un certo periodo di tempo.

NOTA — Nei motori americani il numero che segue la lettera indicativa del tipo del motore (R radiale, V disposizione dei cilindri a V) rappresenta la cilindrata totale espressa in pollici cubi, (un pollice cubo equivale a

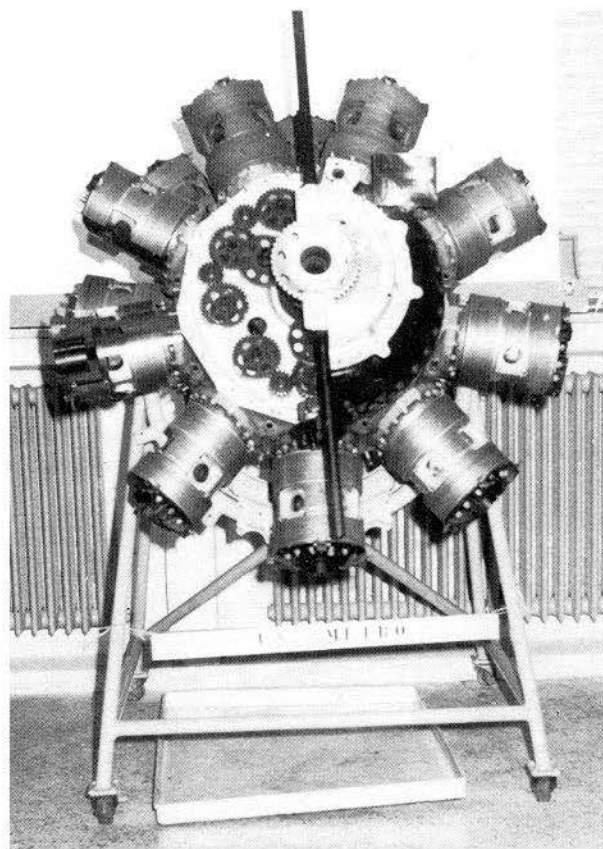


fig. 3

0,0164 litri). I due motori sopracitati avevano quindi la cilindrata:

R 1.830	$1.830 \times 0,0164 = 30$ litri
Allison V 1.710	$1.710 \times 0,0164 = 28$ litri

## 11 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali - U.S.A.

11.1 Il progresso motoristico fu molto lento fra le due guerre mondiali, sia negli U.S.A. che nelle altre nazioni. Infatti nel periodo di pace risulta difficile creare l'entusiasmo e sollecitare lo spirito inventivo; i tecnici e gli scienziati vedono poi che le autorità statali, anche per deficienza di fondi, mancano di interesse per la realizzazione di un nuovo ritrovato.

Inoltre in tempo di pace la ricerca pura attira poco, perché la limitazione degli stanziamenti indirizza gli Enti Statali alle realizzazioni pratiche più urgenti che permettano di documentare

un'attività produttiva; invece la ricerca pura presenta il rischio di non dare alcun risultato pratico immediato.

E' inoltre da dire che in tempo di guerra i sentimenti patriottici possono essere motivi di stimolo per gli scienziati e per i tecnici che vengono invitati a realizzare nuovi ritrovati.

11-2 Nel 1927 Lindberg, con l'aereo Spirit of Saint Louis, dotato di un motore Wright J5 della potenza di 225 cavalli con 9 cilindri a stella, trasvolò l'Atlantico percorrendo 6.200 km in 33 ore e mezzo.

La trasvolata di Lindberg destò in tutto il mondo un immenso scalpore e mostrò come i motori di aeroplano avessero raggiunto una eccezionale sicurezza di funzionamento. I finanzieri di Wall Street intuirono i futuri sviluppi dell'aviazione commerciale ed incominciarono ad investire capitali sull'industria aeronautica.

Il progetto dei motori fu naturalmente orientato per assicurare le necessità operative di questa attività di trasporti aerei civili.

Al par.10-1 è stato illustrato il problema del raffreddamento dei motori ed è stato detto che quelli in linea con raffreddamento a liquido presentano, rispetto a quelli stellari, minor tempo di riscaldamento e più lungo impiego a regime massimo. Inoltre l'aereo dotato del motore in linea presenta una migliore visibilità al pilota ed una migliore finezza aerodinamica.

Queste due qualità sono specifiche dei monomotori e quindi non interessano gli aerei civili da trasporto che sono plurimotori. Anche le prime due caratteristiche non determinano vantaggi per gli aerei civili, dato il tipo di impiego.

I motori stellari, per la semplicità dovuta alla mancanza di serbatoi, radiatori liquido, pompe, tubazioni di collegamento, presentano una sicurezza di funzionamento maggiore di quelli refrigerati a liquido.

La sicurezza di funzionamento dei motori è un elemento basilare dell'aviazione civile, per di più i motori stellari presentano una efficienza mag-

giore perché non richiedono lavori di controllo e di manutenzione dell'impianto del liquido refrigerante.

Questo orientamento dell'industria motoristica statunitense verso motori stellari di notevole sicurezza di funzionamento e di grande potenza determinò che l'U.S.A. disponesse, durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, dei migliori motori stellari, come vedremo nel par. 16-2.

11-3 La ditta Allison, senza ordinativi e sovvenzioni statali, iniziò nel 1931 la costruzione del motore V 1710 a 12 cilindri a V raffreddato a liquido, con poca chiarezza il Ministero negò ogni sovvenzione per lo sviluppo del motore, che era l'unico del genere negli U.S.A.

Dopo molte traversie, specie per il raffreddamento a glicool, come vedremo in seguito accadere anche per il motore inglese Merlin, l'Allison raggiunse i 750 cav.

Allora il Ministero si convinse che l'Allison avrebbe potuto in seguito raggiungere 1.000 cavalli, che era a quel tempo un risultato eccezionale. Si sovvenzionò la ditta Allison, che sino allora aveva investito notevoli capitali nella realizzazione. Nel 1937 l'Allison V 1710 sviluppò 1.000 cav. con benzina 87 ottani.

Il motore pesava 580 kg ed aveva la cilindrata di  $1710 \times 0,164 = 28$  litri. (ved. nota par. 9-1).

Sviluppava quindi  $1.000/28 = 36$  cavalli per litro, pesava  $580/1.000 = 0,58$  kg per cavallo.

## *12 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali - Inghilterra*

12-1. Di sua iniziativa, e senza sovvenzioni statali, verso il 1926 la ditta Rolls-Royce iniziò accurati studi sui motori a 12 cilindri a V raffreddati ad acqua, nel 1929 e nel 1931 gli inglesi vinsero la Coppa Schneider con un aeroplano munito di motore di questo tipo, di 1.900 cav. e del peso di 700 kg.

Il motore pesava quindi 0,37 kg per cav; questo peso di un motore per gara non rappresenta però molto per quanto riguarda motori di serie.

Gli studi della Rolls-Royce permisero di miglio-

rare sensibilmente il compressore, le testate dei cilindri, il raffreddamento, i radiatori (diminuendo così la resistenza all'avanzamento dell'aeroplano), ecc.

Nel 1935 la ditta Rolls-Royce iniziò l'impostazione del motore Merlin, 12 cilindri a V, del quale, poi, sarebbero stati dotati gli Spitfire, gli Hurricane e molti altri aeroplani inglesi della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale. L'impostazione iniziale era di utilizzare tutte le esperienze fatte nella costruzione dei precedenti motori a V e di raffreddare

i cilindri a glicool puro in modo da ridurre l'ingombro del radiatore e quindi diminuire la resistenza all'avanzamento dell'aeroplano.

Poiché al livello del mare l'acqua bolle a  $100^{\circ}$  ed il glicool puro a  $197^{\circ}$ , si pensò di sostituire l'acqua refrigerante con il glicool. In tal modo la maggior differenza fra temperatura glicoolaria avrebbe permesso la realizzazione di radiatori meno ingombranti e quindi un aeroplano con minor resistenza all'avanzamento.

Ma dopo anni di laboriose e complesse prove si dovette convenire di scartare la soluzione dell'uso del glicool puro perché determinava l'inconveniente di una maggiore temperatura dei cilindri.

A tale conclusione arrivarono quasi contemporaneamente la ditta americana Allison, che lavorava sull'Allison V 1710, e la ditta inglese Rolls-Royce, che lavorava sul Merlin.

Anche se la refrigerazione a glicool puro fu dovuta scartare, le lunghe ricerche ed esperienze determinarono un grande progresso tecnico in tutto il campo motoristico proprio ed anche nel campo degli accessori, come radiatori, circuiti, contenitori, etc.

Visto che il liquido di raffreddamento doveva uscire dal motore a temperatura inferiore ai  $120^{\circ}$ , prevalse il criterio di usare una miscela pressurizzata a circa 2 atm. contenente il 30% di glicool ed il 70% di acqua, miscela nella quale il glicool ha prevalentemente la funzione di anticongelante.

La potenza del Merlin (fig. 4) aumentò man mano nei 4 anni di lavoro di messa a punto, e già con la benzina 87 ottani sviluppava la potenza di 1.030 cavalli a 16.000 piedi. Quando la RAF nel 1939 dispose di benzina 100 ottani la potenza del Merlin arrivò a 1.300 cavalli a

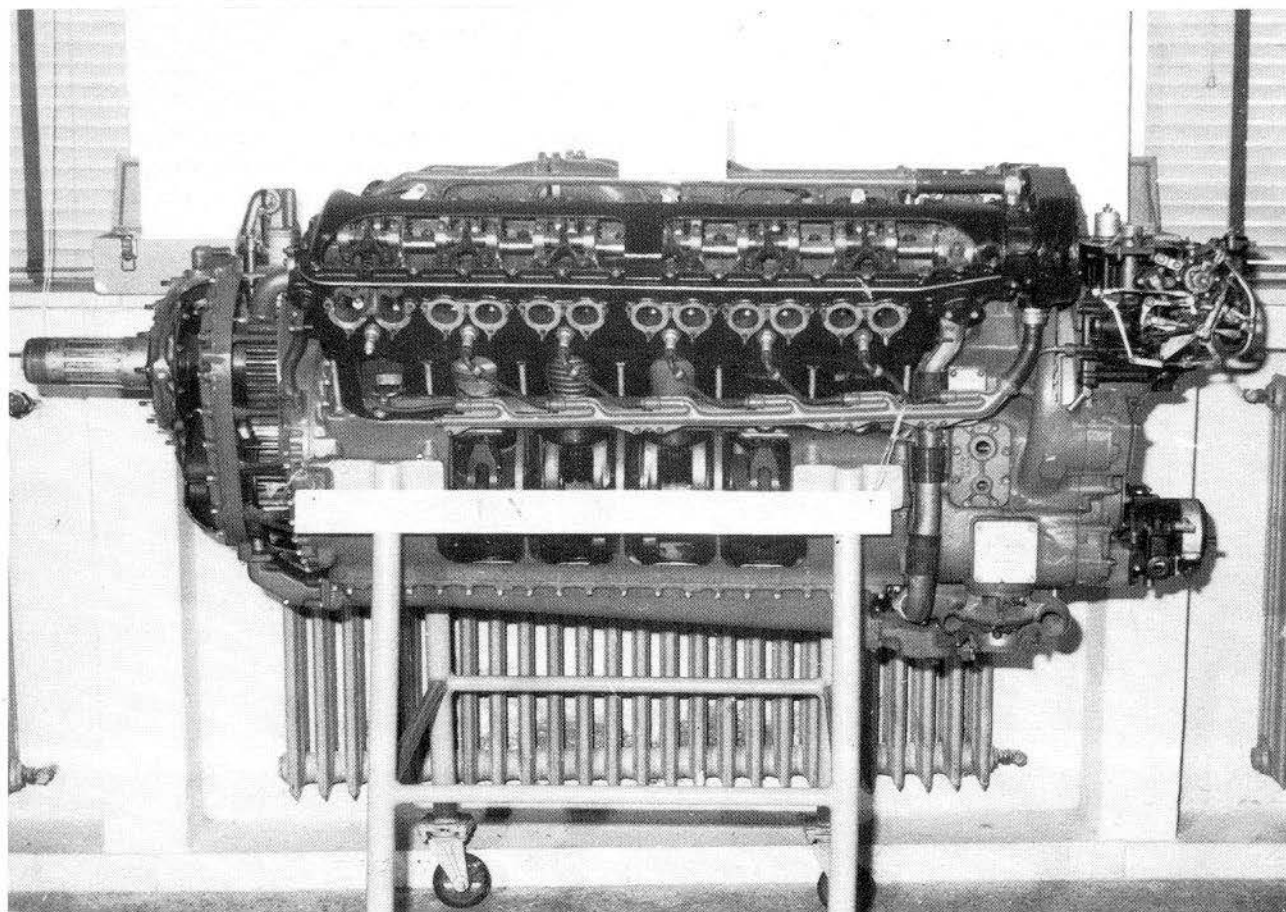


fig. 4



9.000 piedi di quota ed ulteriormente, nel 1942, raggiunse la potenza di 1.440 cav.

12-2 Già diversi anni prima della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale il Ministero dell'Aria inglese, concorde- mente con il Ministero della Produzione Aero- nautica, valutava il potenziale della R.A.F. non in base al numero degli aeroplani, ma essenzialmente secondo le qualità operative. Venivano così curate in modo particolare le prestazioni tecniche dei motori e dei velivoli, ed i Ministeri non si ingolfarono in una caotica produzione di massa.

L'attività del Ministero della Produzione Aero- nautica era quindi orientata al progetto ed allo sviluppo di aeroplani di tipo avanzato mentre si miglioravano quelli già in linea.

Quando il materiale era sorpassato veniva subi- to radiato e si iniziava la costruzione od il progetto di aeroplani secondo le nuove esigenze operative, conseguenza del progresso tecnico. Ciò provocava una diminuzione della produ- zione, ma questo era il prezzo che si doveva pagare per mantenere sempre efficiente un'avia- zione militare di alto potenziale bellico.

Un dirigente della R.A.F. diceva così nel 1943: «abbiamo applicato il principio cardinale che la qualità è più importante della quantità».

Verso il 1935 avvenne una notevole evoluzione nelle costruzioni aeronautiche, determinata dai motori più potenti, con l'abbandono dei bipla- ni ricoperti in tela, con l'uso del carrello retrat- tile, etc.

Gli inglesi guardarono molto bene nel futuro; pur assicurando un certo numero di aeroplani di dotazione (ciò che ritardò di 1÷2 anni la nuova produzione) si indirizzarono verso l'approntamen- to di nuovi tipi che dovevano in seguito formare la forza della R.A.F.: Spitfire, Hurricane, Whit- ley, Blenheim, Battle, Hampden, Wellington.

Poco prima dell'inizio della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale il Governo decise di stanziare i fondi necessari perché tutta l'industria aeronautica inglese lavo- rasse a pieno ritmo sul materiale più moderno.

Questo sacrificio economico diede ottimi risul- tati e notevoli vantaggi, giusto premio alle men- ti che lo avevano propugnato.

All'inizio della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale i Ministeri interessati decisero di concentrare tutta la pro- duzione aeronautica su 5 aeroplani: Spitfire, Hurricane, Blenheim, Wellington, Whitley. Pro- seguirono altri studi e realizzazioni, ma erano subordinati a questa precedenza.

Le esigenze belliche del momento costrinsero alle volte a deviare dall'indirizzo stabilito, spe- cie per i bombardieri.

Ad esempio il quadrimotore Lancaster, con motori Merlin 22, si era dimostrato nel 1942 il miglior bombardiere pesante inglese. Eppure non si decise di sospendere la produzione degli Stirling e degli Halifax per costruire in loro vece i Lancaster perché si temeva che il cambio della lavorazione avrebbe determinato un ral- lentamento nella produzione dei bombardieri, rallentamento militarmente insostenibile in quel momento.

E' opportuno sottolineare che il Lancaster è stato uno degli aerei più famosi, anche se l'ar- mamento difensivo era modesto; tale armamen- to era costituito da 8 mitragliatrici cal. 7,7.

Il Lancaster partecipò attivamente ai pesanti bombardamenti sulla Germania.

Le caratteristiche tecniche di impiego sono riportate nello specchio dell'allegato B.

Il Lancaster effettuò delle azioni rimaste famose:

— l'affondamento della corazzata tedesca Tir- piz, con bombe da 5.450 kg.

— il bombardamento delle dighe Moehne, Eder e Sorpe, con bombe «spinning» da 3.000 kg. Queste dighe fornivano energia ad una vasta zona industriale.

12-3 L'aeronautica militare inglese, con il suo Ministero dell'Aria e Ministero della Produzione Aeronautica, aveva stabilito le «specifiche» alle quali doveva rispondere la produzione aeronau- tica. Ma contemporaneamente non si vietava alle ditte di seguire vie diverse da quelle stabi- lite dai tecnici statali; sir Hug Dowding illustrò così questo aspetto:

Il cardine base del sistema è che le specifiche del Ministero dell'Aria dicono che «questo è ciò che noi vogliamo» ma è permesso alle ditte di dire «noi conosciamo meglio di voi ciò che volete. Noi gareggiamo con i vostri esperti e

quando esaminerete la nostra produzione voi potrete riconoscere che noi abbiamo avuto ragione e darci l'ordinazione di costruzione».

Se la ditta non riusciva a raggiungere i livelli tecnici programmati perdeva il suo denaro.

Questo razionale indirizzo permise all'Aeronautica Militare inglese di disporre di un vasto campo di scelta e di selezione per la produzione aeronautica; alcuni dei più brillanti aerei e motori inglesi furono frutto di avventure private delle ditte che non seguirono le specifiche statali. Basti ricordare lo Spitfire, l'Hurricane, il Lancaster, il Mosquito; questo bombardiere non aveva armamento difensivo ma era molto veloce, raggiungendo 680 km/h.

12-4 Il disegno del caccia Spitfire derivò da quello degli idro da corsa della Coppa Schneider.

Al progetto concordato nel 1930 con il Ministero dell'aria il progettista Mitchell fece drastici cambiamenti, tanto che ne risultò un progetto quasi nuovo. I particolari variati furono il carrello retrattile, una nuova ed originale forma dell'ala, un migliorato sistema di raffreddamento del motore, che era la prima versione del Merlin.

Nel 1935 fu stipulato un contratto, modificando le specifiche del Ministero, e prevedendo l'armamento di 8 mitragliatrici alari cal. 7,7 mm.

Anche il caccia Hurricane seguì una storia qua-

si identica. Questi fatti mostrano la pratica indipendenza delle ditte aeronautiche inglesi e l'orientamento del Ministero dell'Aria ad anticipare l'evoluzione della tecnica.

Le ultime versioni dello Spitfire, con i motori Merlin XII, Merlin 45, Merlin 63, Merlin 70, Griffon, rappresentano sostanziali miglioramenti che permisero di aumentare la velocità max dello Spitfire di circa 100 miglia orarie dal 1938 al 1944.

Le modifiche del motore e dell'aereo proseguirono parallelamente per soddisfare le mutevoli esigenze operative, specie con la quota. Lo Spitfire passò così da caccia di media quota a caccia di alta quota.

12-5 A differenza di quanto avveniva nel campo velivoli, nel campo motori le 4 ditte principali Rolls-Royce, Bristol, Napier, Armstrong Siddeley non avevano un coordinamento diretto con il Ministero della Produzione Aeronautica; il loro lavoro non subiva quindi controlli di alcun genere. Ciò era dovuto principalmente al prestigio che circondava queste ditte per l'alto livello tecnico raggiunto; esse potevano così stabilire il programma da svolgere e dare precedenza al motore che ritenevano più operativo. I lavori di ricerca erano però eseguiti con i fondi delle ditte, senza alcuna sovvenzione statale.

## *13 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali - Italia*

13-1 Le principali ditte italiane costruttrici di motori d'aviazione sono state la Fiat, l'Isotta Fraschini, la Piaggio, l'Alfa Romeo. Nel par. 3-1 è stato riportato come già nel 1908 la Fiat avesse iniziato la costruzione di motori d'aviazione; poco prima della 1ª Guerra Mondiale la Fiat realizzò il motore A.10 a 6 cilindri raffreddati ad acqua; l'A.10 sviluppava 105 cavalli a 1.400 giri al minuto.

Questo motore aveva un carburatore doppio e fu montato su diversi aeroplani italiani e stranieri, tra i quali il Farman.

I motori A.12 ed A.12 bis derivarono dall'A.10

e sviluppavano rispettivamente 200 e 220 cavalli.

L'orientamento verificatosi durante la 1ª Guerra Mondiale verso i grandi bombardieri rendeva necessario motori di potenza notevolmente superiore; la Fiat realizzò pertanto il motore A.14 accoppiando due file di 6 cilindri.

Dopo la 1ª Guerra Mondiale, dal 1920 al 1932, la Fiat proseguì la costruzione di motori a 12 cilindri a V, raffreddati ad acqua; ricordiamo l'A.20 da 400 cavalli, con 20 litri di cilindrata, l'A.22 da 550 cavalli con 28 litri di cilindrata e l'A.25 da 1.000 cavalli con 54 litri di cilindrata. Dal motore A.22 derivò il motore da record

A.22T, che permise un volo di 104 ore consecutive con il consumo di solo 200 grammi per cavallo-ora.

L'aereo Savoia-Marchetti S.64, dotato del predetto motore A.22T, battè nel 1928 e nel 1930 il primato di distanza ed il primato di durata in circuito chiuso; l'aereo compì anche la trasvolata Roma-Bahia.

Nel 1926 la Fiat costruì il motore AS2, previsto per usare benzina a 94 ottano, cosa eccezionale a quel tempo; il motore pesava 330 kg., aveva la cilindrata di 28 litri e mezzo e sviluppava la potenza di 1.000 cavalli. Il motore pesava 0,33 kg per cavallo, valore eccezionale anche oggi; con questo motore l'idrovolante M 39 conquistò il primo ed il secondo posto nella Coppa Schneider del 1926 con De Bernardi e Bacula.

In seguito la potenza richiesta ai motori montati sugli idro partecipanti alla Coppa Schneider aumentò sensibilmente e l'ingegnere Zerbi ebbe l'idea di accoppiare due motori A.S.5, ognuno di 12 cilindri a V raffreddati ad acqua. La Fiat costruì così il motore A.S.6 di cui dotò l'idrovolante Macchi-Castoldi 72 con il quale Agello vinse lo stesso anno la Coppa Schneider alla velocità di 709 km/h. Nell'A.S.6 l'albero a gomito del motore anteriore non usciva avanti in corrispondenza dell'elica, ma posteriormente, e tramite ruote dentate, che fungevano anche da riduttore per l'elica, comandava un albero cavo ruotante tra il V dei cilindri. L'albero a gomito del motore posteriore, tramite ruote dentate, comandava un altro albero che passava attraverso l'albero cavo del motore anteriore.

E poiché i 2 motori, simili, erano invertiti nel senso avanti-dietro, i 2 alberi ruotavano in senso contrario e comandavano 2 eliche controrotanti. Uno stesso carter sosteneva i 2 motori, in modo da dare un rigido sostegno al complesso. Il motore sviluppava 2.800 cav.; aveva la cilindrata totale di 51 litri ed il rapporto di compressione di 7; pesava 930 kg. Un litro di cilindrata sviluppava 55 cav. ed il motore pesava 0,32 kg per cavallo.

Come già precedentemente accennato, le caratteristiche tecniche dei motori da gara non dan-

no un quadro della situazione motoristica normale.

Verso il 1929 la Fiat incominciò a costruire motori stellari raffreddati ad aria, e tale orientamento portò alla realizzazione dei motori A74 e A80 che furono disponibili poco prima della 2ª Guerra Mondiale e che verranno illustrati al par. 16-5.

13-2 La ditta Isotta Fraschini, che si era affermata nel campo automobilistico, aveva iniziato già nel 1908 la costruzione di motori d'aviazione; nel 1911 costruì il motore V1, che fu il primo motore al mondo a superare una prova al banco di funzionamento continuo a pieno carico per 24 ore consecutive.

Nel 1918 l'Isotta Fraschini realizzò il motore V6, della potenza di 260 cavalli; molto leggero (perché pesava 1 kg. per cavallo) questo motore fu montato sull'idrovolante Siai Marchetti S 13 e sul Macchi Castoldi 7, che vinsero la Coppa Schneider rispettivamente nel 1919 e nel 1921. Nel 1925 fu costruito l'Asso 500 che superò al banco una prova di 1.000 ore.

Questo motore fu montato su alcuni aeroplani che in totale conquistarono 17 primati mondiali; il Gennariello, l'aereo con il quale De Pinedo compì nel 1925 la sua crociera di 44.000 chilometri Roma-Tokyo e ritorno, era dotato di un Asso 500.

Nel 1933 avvenne la doppia trasvolata atlantica di Balbo, effettuata da 24 aeroplani S.55, che in un mese e mezzo percorsero 17.700 km in 14 tappe.

L'idrovolante S.55 era dotato di 2 motori in tandem Isotta-Fraschini Asso 750, ed aveva la velocità max di 270 km/h.

Il motore Asso 750 aveva 18 cilindri a W, con 3 file di 6 cilindri angolate di 40 gradi. Il motore aveva la cilindrata di 47 litri, pesava 675 kg e sviluppava la potenza max di 930 cav.

Risultava quindi un peso di  $675/930 = 0,72$  kg per cav. e la potenza di  $930/47 = 20$  cav. per litro di cilindrata; il consumo di carburante era di 0,2 kg per cavallo-ora.

Il motore era stato progettato dall'ingegnere Cattaneo nel 1927, dietro interessamento del generale del Genio Aeronautico Guidoni, l'Asso

750 aveva utilizzato cilindri e pistoni del precedente motore Asso 500 della stessa ditta Isotta Fraschini.

Questo motore non era spinto, come mostrano i precedenti dati tecnici, ma aveva una eccezionale sicurezza di funzionamento, tanto che la Cecoslovacchia ne acquistò la licenza di fabbricazione, seguita dagli Stati Uniti e dalla Romania. La Russia ne acquistò un lotto, dopo che

un esemplare aveva superato brillantemente severissime prove di impiego.

La Isotta Fraschini realizzò in seguito l'Asso 1000 della potenza di 1000 cavalli; con questo motore furono battuti 6 record mondiali.

13-2 Le ditte Piaggio ed Alfa Romeo si orientarono principalmente verso i motori stellari e vedremo nel par. 16-6 la loro produzione all'inizio della 2ª Guerra Mondiale.

## *14 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali-Germania*

14-1 Alla fine della 1ª Guerra Mondiale era stato vietato alla Germania di costituire una Aeronautica Militare.

Nel 1926 questa nazione incominciò segretamente a creare una Forza Aerea, costituendo la Ditta Deutsche Lufthansa che, sotto la veste di trasporti aerei, celava l'aeronautica militare. Infatti i laboratori di ricerche e le officine di montaggio potevano lavorare egualmente sia su materiali civili che militari; la Germania aveva anche un aeroporto in Russia, ove avveniva l'addestramento militare del personale di volo.

Nella fase clandestina, che durò sino al 1935, la produzione aeronautica tedesca era mascherata

come produzione civile, aerei da caccia e da bombardamento venivano costruiti come «aeroplani veloci da turismo» e come «aerei postali ad alta velocità». Dopo aver costruito negli anni 1926-1936 dei motori Diesel, tra i quali uno da 1.000 cav. per lo Zeppelin Hindenburg, la ditta Daimler-Benz nel 1937 realizzò il motore DB 600, 12 cilindri a V rovesciato, raffreddato ad acqua. Questo motore, che sviluppava 950 cav, permise alla Germania di conquistare alcuni record mondiali. Il DB 600 fu il progenitore dei motori in linea tedeschi impiegati nella 2ª Guerra Mondiale quali il DB 601, il DB 605 ecc.

## *15 - Motori in linea della 2ª Guerra Mondiale*

15.1 Poco prima della 2ª Guerra Mondiale l'indirizzo nella costruzione dei motori raffreddati a liquido aveva raggiunto un livello quasi uguale negli U.S.A., in Inghilterra, in Germania, in Francia. Come refrigerante si usava una miscela composta dal 30% di glicool e 70% di acqua alla pressione di circa 2 atm., ciò permetteva di ridurre del 20% la superficie frontale del radiatore rispetto alla soluzione precedente senza pressurizzazione.

Nello specchio seguente sono riportati i motori in linea più caratteristici esistenti poco prima della 2ª Guerra Mondiale. Durante la guerra l'esigenza di aeroplani più veloci spinse i tecnici ad una lotta contro il tempo per aumentare sempre più la potenza di questi motori.

Nel caso del motore DB 600 si passò ai motori DB 601 e DB 605, dei quali furono dotati anche caccia italiani.

I motori in linea pronti all'inizio della 2ª Guerra Mondiale, e riportati nella tabella seguente, avevano all'incirca la potenza di 1.000 cav.

Nazione	Tipo motore	Cilindrata litri	Peso kg.
Inghilterra	Merlin II	27	610
Stati Uniti	Allison V1710	28	580
Germania	D.B. 600	34	575
Francia	Hispano Suiza 12 Y 51	36	492
Germania	Jumo J 211	35	615



15-2 Durante la guerra il Merlin aumentò la potenza dai 1.000 ai 1.600 cav.

Nelle versioni più spinte si raggiunse il peso di solo 0,40 kg per cav. e la potenza di 59 cav. per litro di cilindrata; velocità media del pistone 15,2 m/sec.

La battaglia d'Inghilterra, in particolare per la tattica iniziale tedesca del volo a bassa quota, costrinse i tecnici della Rolls-Royce ad aumentare la potenza a bassa quota dei primi tipi Merlin; l'aumento fu di oltre il 40%, passando dai 1.000 ai 1.400 cav.

Gli aerei tedeschi furono costretti a volare a quote maggiori; per controbattere questa variante operativa gli inglesi realizzarono un nuovo compressore (nelle versioni Merlin XX e Merlin 45) che assicurò ancora la superiorità degli aerei inglesi.

Un ulteriore sviluppo del Merlin fu l'adozione di un compressore a doppio stadio e a 2 velocità che assicurò agli aerei inglesi prestazioni eccezionali. Il Merlin 61, alla quota di 12.000 metri, sviluppava una potenza doppia di quella sviluppata dal Merlin III ad una quota inferiore. Al decollo sviluppava la potenza di 1.600 cavalli.

Durante la guerra furono costruiti oltre 150.000 motori Merlin, un vero primato mondiale, e gli aeroplani inglesi, sia caccia che alcuni bombardieri, montavano questo motore. Ricordiamo gli Hurricane, Spitfire, Seafire, Whitley, Handley Page, Beaufighter, Mosquito, Lancaster, Barracuda.

Alla Ditta americana Packard fu permesso di costruire il Merlin sotto licenza, tale motore fu indicato con la sigla americana V 1650 (come riferito nella nota del par. 9-1 il numero indica la cilindrata espressa in pollici cubi, che in questo caso è eguale a 27 litri). Il motore fu montato sul famoso caccia Mustang P.51.

Questo aeroplano fu costruito dalla North-American, con specifiche inglesi, in brevissimo tempo dall'ordinazione; fu impiegato contemporaneamente dagli inglesi e dagli americani, ed entrò in linea alla fine del 1941.

Allo scoppio della guerra, nel 1939, la Rolls-Royce si rese conto come la strategia aerea avrebbe richiesto motori sempre più potenti.

Con un gioco di parole si può dire che la potenza dei motori e la potenza aerea aumentano parallelamente.

Fu quindi impostato e realizzato il motore Griffon dello stesso tipo del Merlin, 12 cilindri a V, con una cilindrata maggiore, passando dai 27 litri del Merlin a 35,7 litri.

Il motore Griffon 65 era previsto per aerei operanti ad alta quota ed aveva un compressore a 2 stadi e a 2 velocità; l'aria compressa veniva raffreddata prima di arrivare ai cilindri. Questo motore aveva la caratteristica di poter essere montato sugli aeroplani che già montavano i motori Merlin.

Le prime serie di Griffon avevano la potenza di 1.720 cavalli al decollo; le serie seguenti raggiunsero i 2.050 cavalli; il motore pesava 900 kg. Si aveva così il peso di 0,45 kg. per cavallo e la potenza di 60 cavalli per litro di cilindrata. Il Griffon fu montato sulla serie XIV dello Spitfire, il cui muso divenne più lungo. Questi Spitfire abbatterono 300 bombe volanti V1, altre furono abbattute dal caccia Hawker-Tempest V, che montava il motore ad H Napier-Sabre da 2.200 cavalli.

Si nota come solo l'elevata potenza dei motori permise la realizzazione di aerei con velocità tale da poter abbattere le bombe volanti V1.

Nel seguente paragrafo verrà illustrato il motore Napier-Sabre.

15.3 La Ditta inglese Napier si era da tempo interessata alla realizzazione di motori a 24 cilindri ad H, ossia due linee di 6 cilindri contrapposti a 180° che formavano un motore con proprio albero a gomito; poi si accoppiavano due di questi complessi. Ognuno dei 2 alberi a gomito terminava sul davanti con una ruota dentata che ingranava su un'unica ruota dentata più grande, solidale all'elica; si otteneva così il riduttore dell'elica.

Sotto la pressione degli eventi bellici la ditta Napier realizzò nel 1940 un motore di questo tipo, il Napier-Sabre, della cilindrata di 61 litri, con rapporto di compressione di 7 e munito di valvole a foderi.

Sviluppava la potenza di 2.200 cavalli e pesava 1.115 kg. Velocità media del pistone 14,8 m/sec.

Pesava quindi 0,50 kg per cavallo e sviluppava 36 cav. per litro di cilindrata.

Il motore fu montato sugli aeroplani Hawker Typhoon ed Hawker Tempest; questo ultimo aereo si dimostrò particolarmente idoneo all'intercettazione delle bombe volanti V1.

15.4 Come già riportato al par. 11-3, sin dal 1931 la ditta americana Allison, senza sovvenzioni ed ordinativi statali, aveva iniziato la costruzione del motore V 1710.

Questo motore aveva il rapporto di compressione di 6,65 e, nelle ultime versioni costruite durante la 2ª Guerra Mondiale, raggiunse la potenza di 1.475 cavalli; pesava 635 kg. e la velocità media del pistone era di 15,2 m/sec.

Il motore quindi sviluppava  $\frac{1475}{28} = 53$  cavalli per litro di cilindrata e pesava  $\frac{635}{1475} = 0,43$  kg per cavallo.

Il motore Allison V 1710 fu montato sul caccia P.39 Aircobra, sul P.40 e sul caccia bimotore P.38 Lightning.

15-5 Il motore tedesco DB 600, comparso nel 1937, fu modificato nel motore DB 601 da 1.175 cavalli. Il motore, a V rovescio, era dotato di una pompa di iniezione tipo Diesel in luogo del carburatore; il compressore era collegato idraulicamente con l'albero a gomito e ciò permetteva di variare automaticamente il numero dei giri della ventola del compressore in funzione della quota. Due DB 601 erano montati sulle prime versioni del caccia Messerschmitt Bf.110, due DB 601 erano montati sul bombardiere Heinkel He 111, che fu impiegato all'inizio della battaglia d'Inghilterra; questo aereo aveva la velocità di 420 km/h e trasportava 2.000 kg di bombe.

Fu costruito dopo il motore DB 605, che aveva un carter più robusto e permetteva un numero di giri maggiore di quelli del DB 601, al quale rassomigliava molto.

La cilindrata era di 35,7 litri, peso 756 kg, potenza al decollo 1.475 cav. Pesava quindi 0,51 kg per cav. e sviluppava la potenza di 41 cav. per litro di cilindrata.

Come già nel DB 601, il compressore era comandato da un giunto idraulico a regolazione barometrica. Il numero dei giri della ventola cresceva in modo continuo con il crescere della quota,

mediante regolazione automatica in relazione alla pressione barometrica, fino a raggiungere il numero di giri max alla quota di 5.700 metri.

La pressione di alimentazione al decollo era di 1,42 atm.; la pressione era di 1,15 atm. alla potenza continua di 1.080 cav.

Nel DB 605 ultima versione si raggiunse la potenza al decollo di 1.700 cavalli. Il motore pesava 0,45 kg per cavallo e sviluppava 48 cavalli per litro di cilindrata, la velocità media del pistone era di 15 m/sec.

Il famoso caccia tedesco Me 109 montava un motore DB 605, il caccia Me 110 montava due motori DB 601 nelle prime versioni e due motori DB 605 nelle ultime.

Durante la guerra l'Italia ebbe la licenza di riprodurre i motori DB 601 e DB 605.

Il motore DB 601 fu montato sui caccia Mc 202 e Re 2001, che raggiungevano rispettivamente la velocità di 540 e 590 km/h; il motore DB 605 fu montato sui caccia Mc 205, Re 2005, G.55 che raggiungevano la velocità di circa 630 km/h.

Il motore DB 603 era analogo al DB 605, del quale era stata aumentata la cilindrata, portandola a 44,5 litri. Potenza 1750 cav., peso kg. 910.

Il motore pesava quindi 0,52 kg per cavallo e sviluppava 40 cav. per litro. La velocità media del pistone era di 14,7 m/sec. Due di questi motori erano montati sul caccia Heinkel 219 A e due sul caccia notturno DO 217 M.

Lo Jumo 211 fu costruito dalla Ditta Junkers, 12 cilindri a V rovescio, carburazione con pompa di iniezione, potenza di 1.400 cavalli. Aveva la cilindrata di 35 litri ed il rapporto di compressione di 6,56, pesava 640 kg. Risultava quindi un peso di 0,46 kg per cavallo e una potenza di 40 cavalli per litro di cilindrata. La velocità media del pistone era di 13 m/sec.

Questi motori furono montati sul bombardiere in picchiata Stuka (J.87), due sullo J.88, due sul bombardiere Heinkel 111 H, due sul caccia notturno Focke-Wulf Ta 154 A.

15-6 Il motore francese Hispano-Suiza 12 Y-51 fu montato sugli aeroplani Devoitine 510, Devoitine 520, Morane-Saulnier 406. Per i noti eventi bellici non furono proseguite ricerche per migliorarne le caratteristiche.

## 16 - Motori stellari della 2ª Guerra Mondiale

16-1 Nel periodo della 2ª Guerra Mondiale gli Stati Uniti si affermarono nel campo dei motori stellari come potenza, qualità, produzione. Esaminiamo la produzione dei motori stellari nelle nazioni più tecnicamente progredite.

### 16-2 STATI UNITI

#### *Wright Cyclone R 1820*

Motore a 9 cilindri, cilindrata 29,9 litri, rapporto di compressione 6,7; potenza al decollo 1.200 cav.; peso 595 kg.

Nella serie successiva la potenza al decollo raggiunse i 1350 cav. con un peso di 600 kg. Il peso era di 0,45 kg per cav. e la potenza di 45 cav. per litro di cilindrata. Velocità media pistone 14,5. Quattro motori Wright Cyclone R 1820 erano montati sui bombardieri B17 Fortezze.

#### *Wright Cyclone 18GR - 3350*

Fu costruito alla fine della guerra, nel 1944 e fu montato sui bombardieri quadrimotori B29 Superfortezza e sul B32 Dominator.

L'aeroplano B29 fu quello che nel 1945 lanciò la prima bomba atomica su Hiroshima.

Il motore Wright Cyclone 18GR - 3350 aveva 18 cilindri a doppia stella, cilindrata di 54,5 litri; potenza al decollo 2.200 cav.; pesava 1.200 kg. Il peso era di 0,55 kg per cav., la potenza di 40 cavalli per litro di cilindrata. Velocità media pistone 15 m/sec.

#### *Pratt-Whitney Twin - Wasp R1830*

14 cilindri a doppia stella; cilindrata 30 litri; rapporto di compressione 6,7; potenza al decollo 1.200 cavalli, peso 650 kg. Il peso era di 0,54 kg per cavallo, la potenza di 40 cav. per litro di cilindrata. Velocità media pistone 12,6 m/sec. Quattro di questi motori erano montati sul bombardiere Liberator B24.

#### *Pratt-Whitney double - Wasp R2800*

Il disegno generale di questo motore è simile al Twin - Wasp R1830. Ha 18 cilindri a doppia stella, cilindrata 45,9 litri, rapporto di compressione 6,7. Potenza al decollo 1.850÷2000 cav.

Questo motore era montato sui caccia Republic Thunderbolt P.47, sul Chauve Vought Corsair, sul Seawolf; due sul bombardiere B26 Invader. Questo bombardiere bimotore, costruito nel 1944, era stato immagazzinato a fine guerra; aveva, per quel tempo, ottime qualità operative, con la sua velocità max di 580 km/h, il suo carico è di 3.000 kg di bombe, i suoi razzi alari. Nella guerra di Corea questi bombardieri furono tirati fuori dai depositi e costituirono la principale forza che arrestò l'avanzata delle Armate cinesi.

### 16-3 INGHILTERRA

Come visto precedentemente, in Inghilterra si impiegò il Merlin anche sugli aeroplani da bombardamento pesante, e ciò a causa delle brillanti prestazioni di questo motore.

I motori stellari impiegati furono principalmente quelli con valvole a fodero della Bristol, ed in particolare l'Hercules. Questi motori diedero qualche volta degli inconvenienti per non corretto funzionamento.

Due di questi motori Hercules erano montati sul bombardiere Armstrong Whitworth Aw 41 Albemarle, due sul Beaufighter, due sul Wellington, quattro sull'Handley Page Halifax, quattro sul Lancaster 11, quattro sullo Stirling.

L'Hercules aveva 14 cilindri a doppia stella, cilindrata 38,7 litri; la potenza era di 1.700 cav. ed il peso di 870 kg.

Il motore pesava quindi 0,51 kg per cav. e sviluppava 43 cav. per litro di cilindrata. Velocità media del pistone di 16 m. al secondo; questo alto valore era permesso dalla mancanza delle valvole a fungo e quindi con le aperture del manicotto si otteneva un più alto rendimento volumetrico.

I manicotti scorrevoli nei cilindri erano nitrurati in modo che risultassero poco usurabili per la loro durezza. I manicotti avevano 4 fori per assicurare le fasi di aspirazione e di scarico.

## 16.4. GERMANIA

**BMW 801.** 14 cilindri a 2 stelle, cilindrata 41,8 litri. Pompa ad iniezione in luogo del carburatore.

Potenza al decollo 1.000 cav.; peso 1.213 kg.

Il motore pesava quindi 0,75 kg. per cavallo e la potenza era di 39 cavalli per litro. Velocità media del pistone 14 m/sec

Nella versione Td raggiunse la potenza di 1.810 cav. con il peso di 1.610 kg, questa versione pesava così 0,89 kg per cav. e la potenza era di 44 cavalli per litro.

Si nota come l'aumento di potenza di questa versione rispetto alla precedente abbia comportato un sensibile appesantimento del motore; anche nella precedente versione il motore era sensibilmente più pesante degli analoghi motori stellari americani.

Nel 1941 entrò in linea il Focke-Wulf 190, caccia maneggevole come lo Spitfire, che montava questo motore DMW 801. L'effetto dell'accurata carenatura del motore era aumentato da un ventilatore azionato dal motore.

Altri due motori BMW 801 erano montati sul caccia notturno DO 217 J e quattro erano previsti per il bombardiere Ju 2900 A.

**BMW 323** - 9 cilindri - iniezione carburante - cilindrata 26,82 litri. Rapporto di compressione 6,4 - Peso 550 kg. Potenza al decollo 900 cav. Velocità media del pistone 13,4 m/sec.

Il motore pesava 0,61 kg per cavallo; la potenza era di 34 cavalli per litro. Quattro di questi motori erano montati sul bombardiere Focke-Wulf 200 C.

## 16.5 FRANCIA

Il Gnome Rhone 14N aveva 14 cilindri in doppia stella; cilindrata 38,7 litri, peso 600 kg, rapporto di compressione 6,1. Sviluppava la potenza di 1050 cav. e quindi pesava  $\frac{600}{1050} = 0,56$  kg per cavallo e sviluppava la potenza di  $\frac{1050}{38,7} = 27$  cavalli per litro di cilindrata.

## 16.6 ITALIA

**Alfa 126** — 9 cilindri — rapporto compressione 6,5 — cil. 28,6 litri; peso 485 kg; Potenza al decollo 850-900 cav.; peso 0,56 kg per cav. Potenza 30 cav. per litro di cilindrata. Velocità media pistone 13,8 m/sec.

Era montato sui bombardieri trimotori S.79 e Cant Z.506.

**Alfa 128** — derivato dall'Alfa 126 con rapporto di compressione 7 con la stessa cilindrata di 28,6 litri. Potenza al decollo 920÷950 cav.

Tre di questi motori erano montati sul bombardiere S.84.

**Alfa 135** — 18 cilindri — cilindrata 48,2 litri — rapporto di compressione 6,6. Potenza al decollo 1500 cav., peso 956 kg.

Il motore pesava 0,56 kg per cav. e sviluppava la potenza di 31 cav. per litro di cilindrata.

**FIAT A74** - 14 cilindri; cilindrata 31,25 litri; rapporto di compressione 6,7. Peso 570 cav. - potenza al decollo 870 cav. - peso di 0,65 kg per cav. - potenza di 28 cav. per litro di cilindrata - velocità media del pistone 11,6 m/sec.

Era montato sui caccia CR 42, G.50, Macchi 200 e due sull'idro R.S.14.

**FIAT A80** - 18 cilindri; cilindrata 45,7 l.; rapporto di compressione 6,7 - potenza decollo 1.000 cav. - peso 725 kg - peso di 0,72 kg per cav.; potenza di 22 cav. per litro di cilindrata; velocità media del pistone 12 m/sec.

Era montato sugli aeroplani BR20 e Breda 65.

**Piaggio P.XI** - 14 cilindri; rapporto di compressione 6 - cilindrata 38,6 litri. Potenza al decollo 1000 cav. - peso 650 kg - peso di 0,65 kg per cav.; potenza di 26 cav. per litro di cilindrata; velocità media al pistone 12 m/sec.

Due erano montati sugli aerei Breda 88, tre sul Cant Z 1007 bis; tre sul SM84; tre sul S.79.

**Piaggio P.XII** - 18 cilindri, cilindrata 53 litri; rapporto compressione 6,5 - potenza al decollo 1300 cav. peso 840 kg - peso di 0,65 kg per cav.; potenza di 25 cav per litro di cilindrata.

Quattro di questi motori erano montati sul bombardiere Piaggio P 108.



16.7 I precedenti paragrafi mettono in risalto come la situazione motoristica italiana fosse modesta confrontata a quella delle nazioni più industrialmente progredite.

Non si disponeva di motori in linea con potenza dell'ordine dei 1.000 cav. ed anche i motori stellari potevano considerarsi tecnicamente inferiori a quelli di altre nazioni.

Basti osservare le prestazioni riportate nel paragrafo precedente, come il peso per cavallo, la potenza per litro di cilindrata, la velocità media del pistone, per rendersi conto dell'inferiorità della nostra produzione motoristica.

Mediamente i motori italiani sviluppavano 30 cavalli per litro di cilindrata mentre nelle nazioni precedentemente esaminate si raggiungevano i 40 cav.; ciò comportava un peso notevole dei nostri motori, dell'ordine di 0,65 kg per cav. contro i 0,50 kg degli USA e dell'Inghilterra.

Anche la modesta velocità media del pistone dei nostri motori rappresenta un eloquente indice di questa inferiorità.

L'aspetto, diciamo così motoristico, dell'Aviazione Italiana era antitetico a ciò che avveniva nel campo velivoli, campo nel quale la nostra industria si affermava per la bontà delle sue realizzazioni.

L'inferiorità italiana nel campo motoristico non dipendeva da cause tecniche ma da fattori economici. Il costo della realizzazione di un velivolo, privo di motore, è determinabile con sufficiente approssimazione e la Ditta lo costruisce al sicuro, dopo l'ordinazione statale.

La costruzione di un motore prototipo è invece una impresa economica allo scoperto per 3÷4 anni, considerando i tempi di progettazione e delle prove di messa a punto. Non si sa infatti se il motore supererà le prove di omologazione e se poi arriveranno gli ordinativi statali in numero sufficiente per recuperare i grossi capitali investiti. L'Allison V 1710 richiese ben 10 anni di lavoro prima che entrasse in linea di volo con gli aeroplani P.39, P.40, P.38 (Lightning). Lo studio

e la realizzazione di nuovi motori, con l'incognita della possibilità di messa a punto per superare le severe prove di omologazione e con l'incognita dell'entità degli ordinativi statali, è una operazione troppo rischiosa dal punto di vista economico.

Questa situazione veramente delicata può essere affrontata soltanto da grandi Ditte, che non solo siano in grado di correre tali rischi ma che siano sicure, in caso positivo, di ottenere ordinativi statali tanto notevoli per permettere di recuperare tutti i capitali investiti per più anni ed i relativi interessi.

Il Merlin inglese, di cui furono dotati non solo i caccia Spitfire ed Hurricane, ma anche bombardieri, fu prodotto in ben 150 mila esemplari, cifra da capogiro per chi è abituato agli ordinativi italiani.

Gli stanziamenti finanziari italiani non permettevano alle Ditte di avventurarsi nel campo progettistico avanzato; queste si limitavano a produrre motori sotto licenza di ditte straniere oppure a realizzare motori non spinti, che pertanto non richiedevano grossi rischi finanziari e necessità di colossali organizzazioni sperimentali. Naturalmente le ditte straniere non davano le licenze di riproduzione del materiale più tecnicamente avanzato e ciò provocò, all'inizio della 2ª Guerra Mondiale, uno sfasamento tecnico fra il livello del nostro materiale e quello inglese, americano, francese.

Questa situazione costrinse l'Aeronautica italiana a montare il motore stellare A 74 sui caccia Macchi 200 e Fiat G.50, mentre nelle nazioni più progredite si montavano motori in linea della potenza di 1.000 cav. ed oltre.

L'esperienza bellica pose subito in risalto l'insufficiente velocità di questi caccia e si fu costretti a richiedere alla Germania di poter costruire sotto licenza il motore D.B. 601, di cui furono dotati i caccia Mc 202, Re 2001, ed il motore D.B. 605 che fu montato sui caccia Mc 205, Re 2005, G.55.

## 17 - La 2ª Guerra Mondiale

17-1 All'inizio della 2ª Guerra Mondiale i tedeschi avevano in linea circa 1.500 caccia e 2.000 bombardieri. Gli aeroplani più famosi erano i caccia Me 109 e Me 110, il tuffatore Stuka Ju 87, che si era già affermato in Spagna, il caccia bombardiere Ju 88, i bombardieri bimotori Do 17 ed Heinkel He 111.

Gli alleati franco-inglesi disponevano soltanto di 2.500 aeroplani. I francesi avevano i caccia Devoitine D 520; Morane-Saulnier MS 406, Bloch MB 501 ed il bombardiere Le 045.

Gli inglesi avevano i caccia Hurricane e Spitfire ed i bombardieri Whitley, Wellington, Bristol Blenheim, Hampden; erano in avanzato stato di produzione il famoso caccia notturno Bristol Beaufighter ed il quadrimotore Short Stirling.

L'Italia scese in guerra con una discreta aeronautica militare, ma il potenziale dell'industria na-

zionale era limitato e tale da non permettere un aumento della produzione capace di far fronte alle perdite di aerei ed all'aumento del potenziale aereo delle altre nazioni.

D'altra parte il vasto teatro di guerra, che abbracciava tutto il Mediterraneo e le colonie africane, richiedeva un numero di aeroplani troppo superiore alle disponibilità esistenti.

Come si verifica sempre in questi casi, ciò comportò anche dislocazioni errate delle forze aeree, con ulteriore aggravio della situazione militare. Il 10 giugno 1940 l'Italia disponeva dei seguenti aeroplani di pronto impiego:

Bombardieri 742

Caccia, combattimento, assalto 594

Osservazione, ricognizione 419

In totale l'Italia disponeva di 1.755 aerei di pronto impiego; il tipo degli aerei era il seguente:

### Bombardieri

Trimotori	S.81	104 con motori diversi	da 630 a 1.000 cav.
Trimotori	S.79	403 con motori Alfa 126	da 870 cav.
Trimotori	Cant.Z 1007 e		
	Cant.Z 1007 bis	38 con motori P.X1	da 1.000 cav.
Trimotori	Cant.Z 506	61 con motori Alfa 126	da 870 cav.
Bimotori	BR 20	132 con motori Fiat A 80	da 1.000 cav.
Bimotori	Ca 311	4 con motori P.VII C.35	da 500 cav.

### Caccia, combattimento, assalto.

Monomotore	Macchi 200	77 con motore Fiat A 74	da 870 cav.
Monomotore	G.50	89 con motore Fiat A 74	da 870 cav.
Monomotore	Cr.42	202 con motore Fiat A 74	da 870 cav.
Monomotore	Cr.32	177 con motore Fiat A.30	da 550 cav.
Monomotore	Ro 44	7 con motore Piaggio P. X	da 700 cav.
Monomotore	Ba 65	12 con motore Fiat A.80	da 1.000 cav.
Bimotore	Ba 88	30 con motore P. X1	da 1.000 cav.

Un altro piccolo numero di aeroplani, di tipo più antiquato, era dislocato nelle colonie africane.

L'aeronautica militare italiana risentiva dell'indisponibilità di motori di grande potenza, come illustrato nel par. 16-7. Tale indisponibilità dipendeva dai modesti bilanci aeronautici; le leggi economiche sono rigide e severe come le leggi fisiche e chimiche, e non è possibile aggirarle. I progettisti italiani, con la limitata potenza dei

motori disponibili, non potevano realizzare apparecchi bellici di tipo avanzato.

Per di più l'Aeronautica Militare italiana presentava l'inconveniente che i suoi dirigenti accentravano le decisioni; non esisteva lavoro di gruppo, mentre tale tipo di lavoro è indispensabile nell'impostazione di un aeroplano a causa del grande numero di fattori che ne influenzano la razionalità e l'efficienza.

Accadeva così che, ignorando i competenti ed i tecnici delle singole branche, decideva chi, pur avendo una competenza aeronautica di carattere generale, non poteva essere un esperto specifico in tutte le branche del sapere interessate nella realizzazione di un aereo.

Conseguentemente si commettevano errori mar-chiani ed incredibili. Prendiamo come esempio il nostro bombardiere più conosciuto, l'S 79, che era nato nel 1935 come trimotore commerciale ed aveva battuto il record mondiale di velocità su 1.000 km di distanza con carico di 2.000 kg., alla velocità di 420 km/h.

Date le brillanti qualità aerodinamiche e strutturali, fu giustamente deciso di trasformare questo aereo in bombardiere, ma gli incaricati delle modifiche commisero gravi errori.

Le bombe furono sospese verticalmente, e non orizzontalmente come fatto in tutti gli altri bombardieri; di conseguenza quando fuoriuscivano dalla fusoliera ricevevano un tale urto dal vento di corsa da subire violenti ed irregolari oscillazioni, le bombe non seguivano una regolare traiettoria di caduta.

Ciò appariva evidente quando si sganciavano più bombe contemporaneamente; l'Autore ricorda come era strano vedere cadere le bombe sganciate dal S 79, che si sparpagliavano oscillando e cadevano lontana l'una dall'altra.

C'è da chiedersi quante tonnellate di esplosivo in più sarebbero arrivate sui bersagli bombardati dagli S.79 se questi avessero avuto la sistemazione orizzontale delle bombe.

E poi si parlava di migliorare la precisione dei traguardi di puntamento! Per di più il bombardiere era mal sistemato, verso il centro della fusoliera, senza contatti con il pilota.

Un altro madornale errore di armamento fatto sul S.79 era la postazione dorsale della mitragliatrice Safat cal. 12,7, che avrebbe dovuto difendere il settore posteriore ed i settori laterali dell'aereo.

A causa della posizione in un nodo di confluenza dei tralicci di fusoliera, nel quale era fulcrato il perno di supporto della mitragliatrice, si poteva sparare solo in un ristretto settore di coda,

lasciandone indifeso un ampio settore e tutte le zone laterali.

L'Autore lavorò un certo tempo per aumentare il settore di tiro di quest'arma, ma riuscì a guadagnare solo alcuni gradi di escursione di brandeggio.

La soluzione sarebbe stata agevole e completa in sede di studio dell'armamento, spostando il nodo di confluenza dei tralicci; ancora migliore soluzione si sarebbe ottenuta non prevedendo l'arma in caccia, di dubbio impiego bellico.

In tempo di guerra non poteva essere apportata la suddetta modifica del nodo dei tralicci perché ciò avrebbe comportato la sospensione della produzione per alcuni mesi, per cambiare le attrezzature di costruzione.

17-3 Per avere un quadro panoramico della potenzialità bellica aeronautica dell'U.S.A., dell'Inghilterra, della Germania e dell'Italia, consideriamo la loro produzione totale degli aerei negli anni dal 1939 al 1943. In totale furono costruiti 339.000 aeroplani, così percentualmente distribuiti:

U.S.A.	48%
Inghilterra	27%
Germania	21%
Italia	4%

In realtà questa statistica non rappresenta la percentuale del potere aereo perché si riferisce al numero degli aeroplani, ed il potere bellico di un B 17 o di un Lancaster è ben altra cosa di quello di un Ca 311 italiano.

Una statistica molto informativa sul potenziale aereo nella 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale potrebbe essere fatta con le potenze dei motori installati sugli aerei della precedente tabella, in quanto la potenza dei motori di un aereo è un eloquente indice della potenzialità del mezzo aereo.

Ma per noi italiani non è opportuno fare una simile statistica perché sarebbe molto avvilente; dopo tante affermazioni retoriche disponevamo in realtà di un potenziale aeronautico troppo modesto e tale da non avere alcun peso sulle sorti della guerra.

L'insufficiente potere aereo italiano è stato una

ossessione per coloro che hanno prestato servizio in aeronautica e che, durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, hanno tentato di sopperire, con l'entusiasmo, a gravi e continue difficoltà. L'Autore si sente quindi in dovere di illustrare un fattore poco conosciuto che agiva negativamente sul nostro potenziale aereo, anche se tale argomento esula alquanto dalla materia del testo. I primi aeroplani, come quelli impiegati nella 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale, erano molto semplici, per farne la manutenzione poteva bastare un buon falegname, un buon intelatore, un buon meccanico.

Ma l'aeroplano si complicava sempre più, comparvero le strutture a guscio, gli impianti di bordo elettrici ed idraulici, le eliche a passo variabile in volo, i motori con compressori ecc. Si incominciò così a verificare un continuo e sempre maggiore sfasamento fra la capacità degli specialisti e la tecnica costruttiva dell'aereo.

Il costo degli aeroplani divenne sempre maggiore, raggiungendo valori enormi rispetto a quelli dei primi tipi.

E quando gli aerei sono inefficienti al suolo risulta un enorme capitale inutilizzato, perché il loro potenziale bellico risulta nullo. Occorre quindi una razionale organizzazione che, mentre assicuri la massima sicurezza di volo, permetta la massima utilizzazione delle ore di volo.

Tale organizzazione può ottenersi solamente con il LAVORO PREVENTIVO, cioè un lavoro eseguito prima che si verifichino inconvenienti. Nel suo testo «LA PRODUZIONE DELLE ORE DI VOLO NELLE AERONAUTICHE MILITARI», l'Autore scrive:

«E' stato rilevato dai tecnici delle organizzazioni industriali come una ottima produzione non può essere ottenuta dalla cooperazione volontaria degli operai, i quali agiscano di loro iniziativa. Infatti questi non possono da soli, e con semplici tentativi, trovare le condizioni più favorevoli all'esecuzione dei lavori che debbono compiere. Per scoprire le condizioni ottime sono necessarie lunghe, accurate e precise ricerche».

«Come si poteva pretendere che un operaio tornasse nelle ottimali condizioni di profondità di taglio, di velocità di rotazione, di avanzamento, di forma di utensile, ecc. se il Taylor, per

trovare dette leggi, ha effettuato ricerche per 26 anni, tagliando ben 300 tonnellate di ferro e di acciaio, con l'ausilio di tecnici e di matematici». «Solamente un ordinamento scientifico può portare alle elevate produzioni e così nelle industrie razionalmente organizzate è tramontato il mito del caposquadra onnisciente, al quale arriva e dal quale parte ogni attività».

«Con l'ordinamento scientifico invece ci sono due categorie di dirigenti: una prima, di addetti a ricerche pratiche per determinare i procedimenti ed i metodi più razionali, che vengono codificati; una seconda categoria di persone che controlla l'esecuzione dei lavori secondo i procedimenti stabiliti dalla prima».

«Analogamente, in una Aeronautica Militare è tramontato il mito del «maresciallo» il quale fa lavorare gli specialisti secondo i suoi criteri; occorre invece una prima categoria di tecnici che studi e codifichi le procedure di manutenzione degli aeroplani, ed una seconda categoria di tecnici che le faccia applicare integralmente».

Le nazioni più tecnicamente evolute seguirono il precedente principio organizzativo nelle loro aeronautiche, con ufficiali ingegneri che dirigevano il lavoro degli aeroplani nei Reparti di Volo, lavoro precedentemente studiato e programmato presso i Centri Studi delle aeronautiche stesse e presso le ditte costruttrici.

Tali lavori sono poi divisi in linee di lavorazione; ad esempio il Gruppo di Volo può eseguire solo certi tipi di lavoro mentre altri vengono eseguiti nel cosiddetto Gruppo Tecnico, che comprende personale più specializzato e dotato di più complete attrezzature.

Altro livello di lavoro è addirittura fuori del Reparto di Volo, una più potente ed attrezzata organizzazione tecnica provvede al lavoro delle grandi riparazioni.

Quando l'Aeronautica italiana passò a collaborare con quella anglo-americana dovette applicare la loro organizzazione tecnica; nel 1944 l'Autore fu inviato all'aeroporto di Lecce come Capo Reparto Tecnico del 5° Stormo Caccia e poté comprendere i grandi vantaggi dell'organizzazione alleata, rispetto alla nostra nella quale i lavori erano diretti da marescialli specialisti.



Alcuni di questi avevano fatto solo le classi elementari e non leggevano i libretti di istruzione degli aeroplani e dei motori, ignorando così delle cose elementari.

Un maresciallo capo montatore, molto quotato, non sapeva neanche che sul martinetto carrello arrivavano 3 tubazioni dell'impianto idraulico, egli riteneva che ne arrivassero 4 per l'esistenza di un circuito di emergenza per far rientrare il carrello!

Il maresciallo dirigeva da anni il lavoro su questo tipo di aeroplano, il Mc 202, e sul libretto di istruzione esistevano chiari diagrammi del circuito idraulico.

Di fronte a tali casi di ignoranza professionale esistevano invece sottufficiali ben preparati tecnicamente, alle volte posti ad incarichi inferiori. Il solo fatto che in una Organizzazione Tecnica ci sia un Capo capace di selezionare il personale secondo il valore professionale e di organizzare le cose in modo che colui che dà ordini sia più preparato di colui che li riceve, determina notevoli benefici per la sicurezza di volo e per l'efficienza volativa.

17-4 Da molti anni la «Teoria dell'Arte della Guerra» del Clausewitz aveva formato le menti degli ufficiali tedeschi. Il primo principio del Clausewitz afferma che in guerra l'obiettivo primario è quello di distruggere l'esercito del nemico o la sua flotta, o l'uno o l'altra, e tutte le operazioni che costituiscono solo mezzi indiretti per raggiungere quell'obiettivo devono quindi essere considerate secondarie.

L'Alto Comando tedesco avrebbe dovuto però considerare che i principi generali sono desunti dall'osservazione dei dati disponibili, dalla loro analisi e dal loro studio, e che qualora nel tempo l'evoluzione delle tecniche modifichi i dati di partenza, i principi precedenti perdono completamente la loro validità e giustezza.

Al tempo del Clausewitz non esisteva l'Aeronautica; l'attuale meccanizzazione degli Eserciti e delle Marine richiede una lunga catena di attività per assicurarne il funzionamento. Maglie di questa catena sono la costruzione dei mezzi bellici, la costruzione dei loro accessori, il tra-

sporto, il rifornimento, la disponibilità delle materie prime ecc.

E se si spezza una sola maglia, la catena si rompe con il crollo di tutta la Nazione.

L'orientamento tedesco della «Blitzkrieg» aveva avuto una messa a punto in Spagna, ove si era mostrata perfetta sia per le armi sia per la direzione dei Comandi Militari. Ciò orientò l'Alto Comando tedesco alla costruzione e produzione di aerei adatti a tale tipo di guerra, nella quale le forze corazzate dovevano essere immediatamente e fortemente appoggiate dall'Aviazione, per fare una breccia nelle linee nemiche e penetrare in profondità.

Le forze corazzate potevano così utilizzare in pieno la loro velocità e la loro autonomia, non essendo vincolate all'accompagnamento della lenta artiglieria; praticamente gli J-87 e gli J-88 rappresentavano l'artiglieria volante dei carri armati. Gli aerei dovevano in seguito provocare distruzioni lungo le vie di comunicazioni del nemico.

Con tale indirizzo operativo i tedeschi orientarono la loro produzione aeronautica sugli aeroplani da bombardamento in picchiata J-87 e J-88, che rispondevano perfettamente alle esigenze della «Blitzkrieg», e trascurarono la costruzione di aeroplani da bombardamento pesante.

Lo Ju-87 (Stuka) era un bombardiere in picchiata corazzato biposto; poteva portare o una bomba da 500 kg sotto la fusoliera, oppure una bomba da 250 kg dentro la fusoliera più 4 bombe da 50 kg sotto le ali.

L'aeroplano era dotato del motore Jumo 211 da 1.400 cav (ved. par. 15-5) ed aveva le seguenti caratteristiche di impiego:

— velocità max al livello del mare	340 km/h
— velocità di crociera	280 km/h
— con carico bombe da 500 kg	
autonomia di	600 km

L'armamento difensivo era molto modesto, costituito da una mitragliatrice di piccolo calibro sistemata posteriormente.

Il bombardiere Ju 88 era un monoplano bimoto-

re con motori Jumo 211 B-1 da 1.200 cav. (ved. par. 15-5) che nel 1937 aveva battuti alcuni record mondiali: quello dei 1.000 km alla media oraria di 517 km/h, quello dei 500 km e quello dei 2.000 km con carico di 2.000 kg.

Il carico di bombe dello Ju 88 era di 2.500 kg. Durante la guerra furono costruiti circa 15.000 Ju 88.

La Guerra di Polonia determinò il completo annientamento dei 740 aerei dell'aviazione militare polacca, parte dei quali distrutti al suolo; l'Alto Comando tedesco si convinse ancora maggiormente di concentrare tutte le risorse aeronautiche nella costruzione degli aerei da bombardamento in picchiata J-87 e J-88, che si erano dimostrati armi perfette in questo tipo di guerra. Ma quando iniziò la battaglia di Francia le cose presero un altro indirizzo perché gli ottimi caccia Devoitine 520 e Bloch 151, superiori come prestazioni ai Messerschmitt Me 109, abbatterono ben 778 aerei tedeschi.

La battaglia aerea d'Inghilterra, che si può ritenere essere stata decisiva per le sorti della 2ª Guerra Mondiale, mise ancora più in risalto come lo Stuka fosse un mezzo offensivo scarsamente efficiente quando incontrava i caccia Hurricane e Spitfire, che erano nettamente superiori sia come armamento che come velocità. La mitragliatrice brandeggiabile posteriore dello Stuka poteva ben poco contro le 8 mitragliatrici alari dello Spitfire e dell'Hurricane. La velocità poi di questo aeroplano (oscillante fra le varie versioni fra i 570 ed i 730 km/h) era troppo superiore alla modesta velocità dello Stuka di 340 km/h.

Il motore di cui era dotato lo Stuka, lo Jumo 211 (ved. par. 15-5), aveva all'incirca la stessa potenza del Merlin che era montato sugli Hurricane e sugli Spitfire. Ma il peso dello Stuka, in considerazione della velocità, era superiore a quello dello Spitfire a causa della sistemazione biposto ed a causa della struttura, che doveva sopportare il peso delle bombe anche nelle manovre acrobatiche. Lo Stuka presentava inoltre una resistenza all'avanzamento sensibilmente superiore a quella dello Spitfire a causa del carrello fisso e della resistenza addizionale determinata

dalle bombe sistemate esternamente alla fusoliera.

Anche scortati dagli ottimi caccia Me 109 gli Stuka subirono pesanti perdite durante la battaglia aerea d'Inghilterra.

La situazione era aggravata dalla scarsa autonomia dei Me 109, che dovevano scortare i bombardieri sull'Inghilterra. Si cercò di ovviare all'inconveniente applicando un serbatoio supplementare esterno, ma questo doveva essere sganciato in combattimento perché alterava le caratteristiche aerodinamiche dell'aereo.

I caccia inglesi Spitfire ed Hurricane erano favoriti dalla loro sufficiente autonomia perché non si allontanavano dalle loro basi.

Molte volte i Me 109 dovettero atterrare fuori campo perché rimasti senza carburante.

I Me 110 avevano autonomia maggiore dei Me 109, ma erano poco maneggevoli in confronto dei caccia inglesi; dopo molte perdite l'Alto Comando tedesco fu costretto a limitarne l'impiego come attacco a bassa quota.

In seguito anche i Me 110 furono dotati di serbatoi supplementari.

17-5 A proposito della battaglia d'Inghilterra ricordiamo ciò che Winston Churchill scrisse in proposito.

«La nostra sorte ora dipendeva dalla vittoria aerea. I capi germanici avevano riconosciuto che tutti i loro piani per l'invasione della Gran Bretagna dipendevano dalla superiorità nei cieli della Manica e dalla scelta dei settori di sbarco sulla nostra costa meridionale.

L'organizzazione dei porti d'imbarco, il concentramento delle navi-trasporto, il dragaggio delle mine là dove bisognava preparare rotte dragate e la creazione dei nuovi campi minati erano tutte cose impossibili senza un'adeguata protezione contro gli attacchi aerei britannici. Per la traversata e gli sbarchi, poi, l'assoluto dominio dei cieli era condizione decisiva. Ne risultò di conseguenza la necessità di annientare l'Aviazione britannica e tutto il sistema di aeroporti tra Londra ed il mare». «Se dopo otto giorni d'intensa guerra aerea» disse Hitler all'ammiraglio Raeder il 31 luglio 1940, «la Luftwaffe non avrà conseguito notevoli distruzioni delle forze aeree e navali e

dei porti nemici, l'operazione dovrà essere rimandata al maggio 1941».

Da queste dichiarazioni appare evidente come, per la prima volta, la sorte di due nazioni veniva decisa dal Potere Aereo.

Vedremo nel par. 20-1 come il potenziale della

caccia inglese, pur se numericamente modesta, fosse di alta qualità, e come la sua efficienza fosse esaltata dal radar. Questo ritrovato permetteva un razionale impiego della caccia, che intercettava gli aerei tedeschi nel luogo e nel tempo più opportuno, riuscendo poi a sfuggire.

## 18 - I Bombardieri

18.1 Già verso il 1935 i motori avevano raggiunto un livello tecnico e tecnologico notevole. Si era anche compreso come motori di maggiore potenza, di minore peso ed ingombro, di minore consumo di carburante, di maggiore sicurezza di funzionamento avrebbero permesso di realizzare aeroplani da bombardamento tali da trasportare un carico notevole di bombe. Si sarebbe così combattuta una guerra totale, preconizzata anni prima dal generale italiano Douhet, impiegando bombardieri dotati di grande autonomia e con un forte armamento difensivo. Già nel periodo della 1.a Guerra Mondiale il Douhet prevedeva l'impiego di cannoni del calibro 20 e 37 mm. I bombardieri avrebbero potuto così abbattere i caccia avversari e, con la loro grande autonomia, raggiungere i punti nevralgici del Paese nemico. La teoria del Douhet aveva le sue pietre miliari nel forte armamento difensivo e nella grande autonomia, mentre non faceva affidamento sulla velocità per sfuggire alla caccia avversaria. Anche se, a causa della evoluzione della tecnica, la teoria del Douhet presenta attualmente qualche aspetto poco attendibile, essa ha certamente anticipato di decenni l'evoluzione dell'impiego aereo. Basti pensare agli errori commessi anni dopo questa teoria nel campo della programmazione militare; ad esempio negli USA fu confermata nel 1925 la dipendenza dell'aeronautica alle necessità dell'esercito; nel 1934 il Comitato Speciale del Corpo Aereo dell'Esercito del Dipartimento della Guerra americano ritenne che la missione principale dell'Aviazione terrestre era di «aiutare l'Esercito a ricacciare una forza di invasione che la Marina non avesse potuto fermare e svolgere compiti ausiliari nella guerra terrestre».

Confermando la teoria del Douhet, la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale ha mostrato chiaramente come il bombardamento strategico sia l'arma più poderosa per decidere le sorti di un conflitto.

Qualche anno prima della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale il generale statunitense William Mitchell aveva asserito:

«L'unico modo sicuro per concludere vittoriosamente una guerra, qualora ci si trovi di fronte ad una ostinata resistenza, consiste nel portare la guerra nel cuore del Paese nemico. Ciò significa attaccare tutti i suoi abitanti, i mezzi di produzione e le fonti di sussistenza».

Tale orientamento indusse gli statunitensi alla realizzazione di bombardieri strategici volanti ad alta quota e si iniziò il progetto del quadrimotore B.17.

Per avere una chiara visione della possibilità realizzativa dei bombardieri è opportuno premettere alcune considerazioni tecniche.

18-2 L'allegato B illustra la relazione che esiste fra il peso totale dell'aeroplano  $Q$  (in kg.), la potenza dei motori  $W$  (in cavalli), l'efficienza dell'aeroplano  $E$ , la velocità  $V$  (in metri al secondo).

$$\frac{Q}{W} = \frac{60 E}{V}$$

Questa formula permette di inquadrare l'indirizzo costruttivo dei bombardieri.

Se consideriamo aeroplani di caratteristiche aerodinamiche simili (cioè di eguale efficienza  $E$ ), il peso di aereo che un cavallo di potenza solleva è inversamente proporzionale alla velocità dell'aeroplano.

Dalla tabella dell'allegato riguardante bombardieri della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, si nota questo aspetto; il velocissimo Mosquito sollevava solo 4,1 kg. per cavallo mentre bombardieri meno veloci sollevavano oltre 6 kg.

Il progettista quindi, con la stessa potenza disponibile, può realizzare un aereo veloce con piccolo peso sollevato, oppure un aereo meno veloce e con un maggiore peso sollevato.

Se si facesse un analogo specchio per i caccia della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, si vedrebbe che il peso di aereo sollevato da un cavallo oscillava fra 1,5 e 3 kg., per quanto l'efficienza aerodinamica fosse superiore; ciò perché l'indirizzo del progettista era l'alta velocità.

La mancata disponibilità di motori di grande potenza e la necessità di avere aerei non troppo lenti costrinse i progettisti italiani a realizzare bombardieri con un modesto peso sollevato per cavallo (il Cant.Z 1007 bis sollevava 4,3 kg per cav. in confronto dei 6,6 - 6,9 dei quadrimotori statunitensi).

Ad esempio se nel Cant.Z. 1007 bis si fosse ridotta la velocità max da 400 a 350 km/h, il peso sollevato per cavallo sarebbe aumentato da 4,3 a 5 kg.

Il carico che trasporta un aeroplano è una frazione del suo peso totale (tale frazione oscilla fra 1/2 ed 1/3); onsequentemente un aeroplano con un basso peso sollevato per cavallo potrà trasportare un peso di bombe e di benzina inferiore a quello trasportato da un altro bombardiere di eguale potenza ma con un più alto valore di peso sollevato per cav.

Dalla tabella si nota come per trasportare un chilogrammo di bombe occorra all'incirca la potenza di un cavallo; tale valore corrisponde a quello previsto dai tecnici tedeschi durante la 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale, quando, volendo bombardare Londra con aerei che trasportassero 500 kg. di bombe, realizzarono il bimotore Gotha con una potenza totale di 520 cav. (ved. par. 4-4).

18-3 Per realizzare un buon aeroplano da bombardamento occorre soddisfare molti parametri, alcuni dei quali contrastanti fra loro perché il miglioramento di uno di essi può essere ottenuto a scapito di un altro. Ad esempio l'autonomia

può essere aumentata diminuendo il peso di bombe trasportate, riducendo la corazzatura, riducendo l'armamento difensivo, ecc.

Le caratteristiche di un bombardiere possono dividersi in due categorie: tecniche e di sopravvivenza.

Le principali caratteristiche tecniche sono:

- la velocità;
- la velocità ascensionale;
- la quota di tangenza (plafond);
- l'autonomia;
- il peso di bombe;
- le dimensioni del vano bombe.

Le principali caratteristiche di sopravvivenza, che permettono l'esecuzione della missione ed il rientro alla base, sono:

- l'armamento difensivo;
- la corazzatura;
- la semapizzazione (ricoprimento dei serbatoi carburante con una particolare gomma che si gonfia a contatto del carburante, ostruendo i fori prodotti dal tiro nemico).

Questa suddivisione è scarsamente indicativa in quanto alcune caratteristiche tecniche influenzano molto quelle di sopravvivenza, come ad esempio la velocità e la quota di tangenza. E' opportuno soffermarsi alquanto sul fattore «velocità» perché questo influenza altre caratteristiche del bombardiere.

Nella sua teoria il Douhet sacrificava la velocità all'armamento difensivo; asseriva che non è necessario che il bombardiere abbia una velocità tanto alta da poter sfuggire alla caccia avversaria se è dotato di un forte armamento difensivo; poi non si vince mai fuggendo. Ciò che determina la vittoria nel combattimento aereo è il volume di fuoco; un apparecchio lento, ma tale da formare intorno ad esso una barriera di fuoco, si trova in condizioni da poter abbatterla l'attaccante.

Il Douhet precisava poi che i bombardieri non dovevano cercare il combattimento con i caccia, perché il miglior modo per distruggere la forza aerea nemica è il bombardamento di aeroporti e delle fabbriche di materiale di volo.

Queste considerazioni del Douhet sono state fatte ai primordi dell'aeronautica e la evoluzione della tecnica ha determinato qualche variante.

Consideriamone due.



a) La velocità del bombardiere può essere considerata come un mezzo di protezione dell'aereo stesso per tre diverse cause:

— La durata del volo in territorio nemico diminuisce con la velocità; pertanto la probabilità di intercettare il bombardiere è inversamente proporzionale alla sua velocità.

— La precisione del tiro nemico, a causa dell'errore bersaglio, diminuisce inversamente alla velocità del bombardiere.

— La possibilità del caccia di scegliere la rotta di attacco, e di ripeterla dopo il primo passaggio, diminuisce con l'aumento della velocità del bombardiere. E' opportuno precisare che non è esatto quanto asserito da qualche studioso che tale possibilità dipenda dalla differenza fra la velocità del caccia e la velocità del bombardiere. La probabilità di attacco di un caccia della velocità di 1.700 km/h contro un bombardiere della velocità di 1.600 km/h sono notevolmente inferiori a quelle di un caccia della velocità di 500 km/h contro un bombardiere della velocità di 400 km/h, pur essendoci in ambedue i casi lo scarto di velocità di 100 km/h.

Ciò dipende dalle più ampie manovre che deve eseguire il caccia da 1.700 km/h per riportarsi in rotta di tiro.

b) Il Douhet basava la sua teoria alle armi esistenti al suo tempo, anche se aveva anticipato di decenni l'impiego di cannoni del calibro di 20 e di 37 mm. I missili però non permettono di realizzare dei bombardieri sufficientemente difendibili dai caccia.

18-4 Per trasportare il più lontano possibile il massimo carico di bombe con la minore perdita di equipaggi di volo, già nel 1936 fu calcolato negli U.S.A. che il bombardiere dovesse pesare almeno 30.000 kg. Limitando la produzione ai quadrimotori, per evitare aerei troppo complessi, come gli esamotori, e presupponendo che un cavallo sollevi 6 kg di aereo, sarebbero occorsi motori della potenza dell'ordine di

$$\frac{30.000}{4 \times 6} = 1.250 \text{ cav.}$$

Il peso delle bombe è una parte del carico trasportato, e dalla predetta tabella dell'allegato

B risulta che detto peso, per gli aerei tedeschi, americani, inglesi, è variabile dal 0,56 all'1,6 kg per cavallo di potenza. Questa differenza è, in percentuale, sensibilmente superiore a quella esistente negli stessi aeroplani per i pesi di aereo sollevati per cavallo, ed oscillanti fra 4,3 e 6,9 kg. (Si è escluso il Mosquito disarmato).

Il motivo di tali differenze è da ricercarsi essenzialmente nelle valutazioni fatte dagli Stati Maggiori sulla operatività degli aerei, valutazioni che tengono presente alcuni parametri che possono essere notevolmente diversi fra le varie nazioni, come posizione geografica, situazione politica dei paesi vicini, ecc.

Il progetto di un bombardiere deve essere orientato alle esigenze operative belliche.

Se risultano prevedibili azioni di bombardamento a lunga distanza si deve caricare un maggior peso di combustibile, e quindi minor peso di bombe.

Se poi l'autonomia deve risultare tanto elevata da non poter assicurare la scorta di caccia, si debbono realizzare bombardieri con un forte armamento difensivo, e quindi ulteriore diminuzione del peso delle bombe.

Per di più in questo caso occorre corazzare maggiormente il bombardiere. Ad esempio il peso dell'armamento difensivo dei bombardieri americani B17 Fortezza e B24 Liberator, rispettivamente con 13 e 10 mitragliatrici cal. 12,7, era notevolmente superiore a quello dei bombardieri inglesi, che usavano prevalentemente mitragliatrici cal. 7,7.

Bisogna considerare che, al maggior peso delle mitragliatrici cal. 12,7 rispetto alle calibro 7,7, si aggiungevano ulteriori maggior pesi per il munizionamento e per le torrette ed anche per il rafforzamento della struttura del velivolo, maggiormente sollecitate dal rinculo delle armi cal. 12,7, ed anche per le maggiori dimensioni delle sfinestrature per alloggiare le torrette.

A causa del modesto armamento difensivo dei bombardieri inglesi, la R.A.F. eseguiva solo bombardamenti notturni; gli statunitensi, disponendo di bombardieri con un potente armamento difensivo, eseguivano bombardamenti diurni, anche se in seguito, come vedremo, la caccia tede-

sca si dimostrò molto potente e si dovette ricorrere ai caccia di scorta.

In considerazione del minor peso dell'armamento difensivo ed anche della minore autonomia prevista, i bombardieri inglesi trasportavano, per cavallo, un peso di bombe maggiore di quello dei bombardieri statunitensi, come illustrato dalla tabella dell'allegato B.

18-5 Valutate le condizioni operative probabili nel futuro, nel 1934 il Ministero della Difesa americano consegnò all'industria le specifiche secondo le quali nel 1939 fu consegnato il bombardiere B17 (Fortezza); susseguentemente fu ordinato il B24 (Liberator), che volò nel dicembre del 1939.

Questi aeroplani avevano un potente armamento difensivo (rispettivamente 13 e 10 mitragliatrici cal. 12,7) perché era previsto che, a causa della notevole autonomia, sarebbero stati costretti a fare a meno della caccia di scorta.

Il volume di fuoco di una formazione di questi quadrimotori era tale da far presupporre che la caccia avversaria non avrebbe potuto attaccarli. Invece durante i bombardamenti sulla Germania si dovette ricorrere alla scorta dei caccia, muniti di serbatoi supplementari, a causa della potenza della caccia avversaria.

18.6 Anche il Ministero dell'Aria inglese aveva compreso l'importanza del bombardamento strategico, e nel 1935 erano stati ordinati all'industria dei quadrimotori con motori della potenza minima di 1000 cavalli. Nel 1942 entrarono così in linea i quadrimotori Short-Stirling con motori Hercules da 1600 cavalli e gli Handley Page Halifax con gli stessi motori dell'aereo precedente. Nel 1938 il comando Bombardieri della RAF aveva avanzata l'audace richiesta di un bombardiere senza armamento difensivo che fosse però tanto veloce da non poter essere intercettato dalla caccia avversaria; il progettista De Havilland condivise l'idea, in particolare per la disponibilità di quel meraviglioso motore in linea che era il Merlin, e del quale prevedeva l'ulteriore aumento della potenza.

E' da notare che l'eliminazione dell'armamento difensivo determina una notevole riduzione del

peso per la mancanza dei mitraglieri, di mitragliatrici e relative torrette e munizionamenti, per l'assenza di sollecitazioni alle strutture per il rinculo delle armi. La mancanza di aperture nella fusoliera, necessarie per alloggiare le torrette, permetteva altresì di costruire strutture a guscio continue e sensibilmente più leggere.

Oltre il guadagno in peso, la mancanza dell'armamento difensivo determinava una sensibile riduzione della resistenza all'avanzamento del velivolo per la mancanza di torrette sporgenti dalla fusoliera.

La soluzione di un bombardiere veloce e disarmato era antitetica alla teoria del Douhet, base della quale era il forte armamento difensivo dei bombardieri, tanto forte da poter lottare alla pari con i caccia avversari. E' opportuno riportare che già nel 1931 il capitano francese P. Etienne aveva avuto l'idea di un bombardiere privo di armamento difensivo e tanto veloce da sfuggire alla caccia avversaria. Apparve molto dubbio che ciò si potesse realizzare nel volo di andata cioè quando l'aereo trasportava il carico di bombe. Si ritenne però che nel volo di ritorno, avendo sganciato le bombe e consumato metà del carburante, sarebbe stato possibile mantenere velocità elevate pari a quelle della caccia avversaria.

L'idea del capitano Etienne non ebbe seguito. Invece il progettista De Havilland iniziò nel 1938 il progetto di un bombardiere, veloce e disarmato, il Mosquito, il cui prototipo volò nel 1940. Questo aereo era costruito in legno; per ridurre la resistenza all'avanzamento i radiatori dei 2 motori furono sistemati nello spessore delle ali. L'aereo raggiunse la velocità max di 684 km/h; aveva la velocità di crociera di 507 km/h e l'autonomia max di 5.600 km.

Il carico di bombe era di 1.800 kg.

Dalle velocità sopra riportate si nota come nessun caccia dell'epoca potesse intercettare il Mosquito.

I primi esemplari furono impiegati come aerei da ricognizione; in seguito il Mosquito partecipò ai bombardamenti di Amburgo e di Berlino.

Nel 1942 il Mosquito venne anche utilizzato come caccia notturno.

18-7 Il notevole carico di bombe trasportato dai bombardieri alleati, e dipendente dalla elevata potenza propulsiva dei motori, permise il bombardamento «a tappeto», saturando l'obiettivo di bombe. Tipico fu il bombardamento notturno di Colonia, effettuato nel 1942 da 1000 bombardieri della RAF, che distrussero 240 ettari della città.

Nel luglio 1943 Amburgo subì il più pesante bombardamento mai sin allora avvenuto e le tonnellate di bombe incendiarie determinarono anche fenomeni di autoaccensione nelle zone non colpite. Oltre 2.350 bombardieri sganciarono su Amburgo 7.200 tonnellate di bombe nei tre attacchi principali.

La difesa della caccia tedesca era ancora efficace e nel 1943 fu compreso dai Comandi Alleati che i bombardieri dovevano essere difesi dalla caccia anche se i B17 erano formidabilmente armati.

Fu impiegato così il caccia Republic P.47 Thunderbolt, pesante 7 tonnellate e munito di serbatoio supplementare esterno.

Il P.51 Mustang sostituì poco dopo il P.47. Il Mustang fu uno dei migliori caccia della 2ª Guerra Mondiale; aveva un motore Packard (versione americana del Merlin) della potenza di 1.400 cav. (ved. par. 15-2).

Nel febbraio 1944 Berlino fu bombardata con 2.500 tonnellate di bombe ad alto esplosivo ed incendiarie; la città fu praticamente distrutta.

In seguito una flotta aerea di 1.300 Fortezze e Liberator, scortati da 850 caccia, attaccarono gli aeroporti della zona di Berlino, distruggendo al suolo ben 284 aerei tedeschi ed altri 57 in volo. Si usavano anche bombe del peso di 5 e di 10 tonnellate; il quadrimotore Lancaster trasportava questa bomba.

Le Fortezze ed i Liberator furono impiegati anche nella guerra col Giappone; basti ricordare l'incurisione di bombardamento condotta da Doolittle.

Per raggiungere gli obiettivi del Pacifico occorreva percorrere distanze notevoli e non previste nel progetto dei B 17 e dei B 24; fu pertanto realizzato un altro bombardiere quadrimotore, il Boeing B 29 (Superfortezza), con motori di potenza quasi doppia di quelli dei precedenti bombardieri.

Il motore era il Wright R-3350 da 2.200 cav. (ved. par. 16-2). E' opportuno richiamare come la possibilità di soddisfare le esigenze operative era determinata dalla disponibilità di motori di elevata potenza.

A pieno carico il B 29 pesava ben 60.000 kg., aveva la velocità di crociera di 540 km/h e la velocità max di 638 km/h; era armato con 12 mitragliatrici cal. 12,7 ed aveva l'autonomia di 6.430 km.

Il B 29 poteva portare 9.000 kg di bombe, cioè poteva quasi trasportare il nostro trimotore S.79 a pieno carico!

Nel 1945, in 10 giorni di bombardamento, furono distrutti 80 km quadrati di 4 grandi città giapponesi.

Il B-29 lanciò le bombe atomiche su Hiroshima e su Nagasaki.

Per avere un elemento di confronto in merito alla grandezza delle bombe costruite è bene ricordare che in Italia si disponeva di bombe del peso massimo di 500 kg.

L'esplosione di una bomba sperimentale da 800 kg. al Centro Sperimentale di Furbara fu un vero insuccesso. A causa del detonatore unico, blocchi di tritolo furono dispersi inesplosi sul terreno. Occorrerebbe troppo tempo per parlare della lacune dell'armamento italiano; basti accennare che la causa basilare era dovuta alla direzione di branche così altamente scientifiche con personale non tecnicamente qualificato. Oltre alla possibilità di errori, per impreparazione scientifica, queste persone commettono errori anche per ragioni psicologiche.

Dedicano infatti tutta la loro attività per un risultato che dia un certo lustro ed una certa giustificazione alla loro attività, lavorando nel limitato campo di competenza. Non vengono così inquadrati panoramicamente i problemi tecnici e non viene messa in risalto la necessità di cambiare indirizzo.

\*L'Autore rammenta come lo «Staff» delle spolette di Furbara si gloriassero, durante la Guerra di Spagna, del perfetto funzionamento delle nostre spolette rispetto ad alcune straniere. Ma i tecnici di queste Nazioni utilizzavano la Guerra di Spagna per mettere a punto le spolette elettriche

che permettevano di innescare l'esplosione della bomba in più punti contemporaneamente. Solo con questi inneschi multipli era possibile fare avvenire l'accensione contemporanea di tutto l'esplosivo di una grande bomba.

18.8 Le operazioni belliche della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale misero in risalto la tremenda potenza del Potere Aereo. Il Maresciallo tedesco Von Rundstedt, catturato nel 1945, nella sua conferenza stampa tenuta ai corrispondenti di guerra, affermò che il potere aereo alleato era stato il fattore principale e determinante della sconfitta tedesca; la mancanza di carburante era stato il secondo fattore e la distruzione delle ferrovie il terzo. Ma occorre notare che sia il secondo che il terzo fattore erano stati determinati dai poderosi bombardamenti dei quadrimotori alleati.

Anche il Maresciallo tedesco Kesselring, catturato, confermò ai corrispondenti di guerra quanto asserito da Von Rundstedt: la sconfitta tedesca era dovuta al Potere Aereo Alleato, che aveva permesso il bombardamento strategico dietro le linee.

18.9 Queste affermazioni sul Potere Aereo sono molto eloquenti; la guerra nel Pacifico, ove le forze terrestri non ebbero l'importanza avuta invece in Europa, mise anche maggiormente in risalto la decisiva influenza del Potere Aereo sull'esito della II Guerra Mondiale.

La prima dimostrazione fu l'attacco giapponese a Pearl Harbor nel dicembre 1941.

I precedenti canoni della guerra navale si dimostrarono sorpassati quando si scatenò la forza distruttiva di 350 aerei decollati da portaerei giapponesi.

Furono affondate o gravemente danneggiate otto corazzate statunitensi, numerosi incrociatori e cacciatorpediniere.

Sei basi aeree americane furono praticamente distrutte e perirono 2.400 uomini.

Le perdite giapponesi furono di 29 aerei e 55 uomini.

Nel 1942 furono poi combattute due grandi battaglie navali fra americani e giapponesi, decise solo dagli aerei; nella battaglia del mare dei Coralli addirittura le navi avversarie non giunsero neanche a contatto balistico tra loro e solo gli aeroplani decisero la vittoria degli americani.

## 19 - Evoluzione dei motori alternativi

19.1 La potenza dei motori alternativi è un indice molto significativo della loro evoluzione. Nei paragrafi precedenti abbiamo messo in risalto come l'aumento della potenza permettesse velocità più elevate e maggior carico di bombe trasportabili; per tali ragioni i progettisti di aeroplani, gli Stati Maggiori, gli Enti tecnici richiedevano motori sempre più potenti.

Riportiamo in un diagramma (fig. 5), dal 1903 al 1948, le potenze al decollo sviluppate dai motori più potenti che erano in linea di volo; vengono esclusi i motori costruiti in pochi esemplari per aerei impegnati a gare internazionali.

Il diagramma si ferma all'anno 1948 perché l'affermazione dei turbogetti e delle turboeliche ha sconsigliato l'industria ad investire capitali per i motori, che, d'altra parte, avevano quasi raggiunto il limite massimo di potenza.

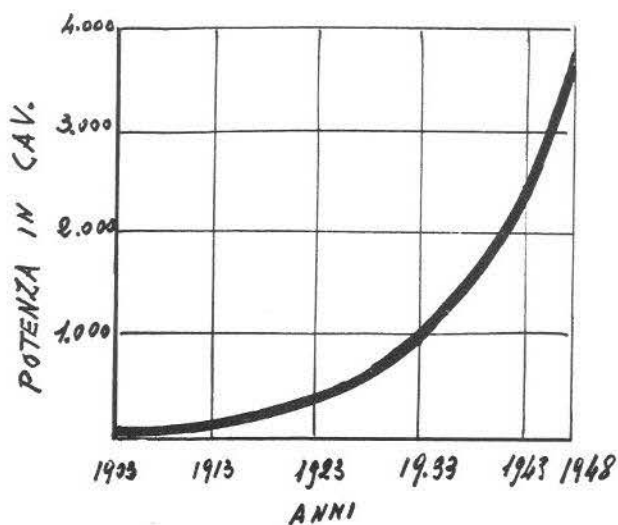


fig. 5



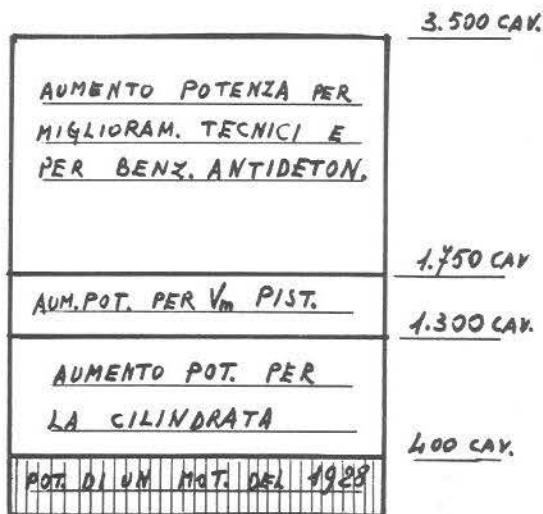


fig. 6

Dal 1946 al 1948 il progresso è stato determinato dagli ordinativi statali già in corso durante la guerra.

Il grafico della fig. 5 mostra come lo sviluppo della tecnica abbia determinato un enorme aumento della potenza, passando dai 14 cav. del 1903 ai 400 cav. del 1928 e ad i 3.800 cav. nel 1948. Nel periodo 1903 ÷ 1928 la potenza è aumentata di  $\frac{400}{14} = 28$  volte; dal 1928 al 1948 la potenza si è quasi decuplicata ( $\frac{3800}{400} = 9,5$ ). L'aumento di potenza nel periodo 1938-1945 è stata dovuta alle pressanti esigenze belliche della 2ª Guerra Mondiale, considerato che soltanto la potenza dei motori poteva assicurare il dominio dell'aria.

L'aumento della potenza di un motore aereo dipende da molti fattori, come abbiamo precisato nei paragrafi precedenti.

19.2 Per illustrare meglio l'evoluzione del motore alternativo, dopo che questo aveva già raggiunto prestazioni di buon livello tecnico, sarà opportuno esaminare quanto è avvenuto nel ventennio che va dal 1928 al 1947.

Nel 1927 era avvenuta la trasvolata atlantica di Lindberg, nello stesso anno ed in quelli immediatamente seguenti avvennero altre traversate ed incominciò a svilupparsi l'aviazione commerciale; evidente segno della tranquillità sulla sicurezza di funzionamento dei motori.

L'aumento della potenza dei motori dal 1928 al 1947 che, come detto prima, quasi decuplicò, si dovette a tre fattori essenziali:

— aumento della cilindrata (e quindi aumento della grandezza e del peso del motore); il peso di miscela che entra nei cilindri è proporzionale alla cilindrata e quindi la potenza risulta proporzionale alla cilindrata. Abbiamo però illustrato al paragrafo 6-9 come si è pressoché al limite delle cilindrature possibili, sia per l'alesaggio, che non può superare i 16 cm, sia per il numero massimo di cilindri di cui può essere dotato un motore.

— aumento della velocità media del pistone e quindi, a parità di corsa, aumento del numero dei giri (ved. par. 6-4). In tal modo in un secondo entra maggior peso di miscela nei cilindri ed aumenta di conseguenza la potenza del motore.

Il valore massimo di velocità media del pistone fu raggiunto nel motore Hercules (16 metri al secondo); questo elevato valore fu permesso dall'impiego delle valvole a foderò, che favoriscono il rendimento volumetrico nella fase di aspirazione.

— miglioramenti tecnici del motore ed impiego di benzine con maggiore potere antidetonante (cioè con maggiore numero di ottano). Vedere in proposito il par. 6-2 e seguenti.

La seguente fig. 6 illustra gli aumenti di potenza dovuti ai 3 fattori sopraelencati.

Se un motore da 400 cav. del 1928 fosse stato realizzato con la cilindrata dei maggiori motori del 1947, la potenza avrebbe raggiunto 1.300 cav.

L'aumento della velocità media del pistone, aumentando la quantità di miscela che entra nel cilindro in un secondo, avrebbe determinato un ulteriore aumento della potenza del motore che da 1300 cav. sarebbe passata a 1750 cav.

Inoltre i miglioramenti tecnici del motore e la più alta antidetonabilità della benzina avrebbero determinato un aumento da 1750 a 3500 cav.

19.3 Esaminiamo ora in dettaglio due aspetti particolari del progresso tecnico: il raffreddamento dei cilindri e la sicurezza di funzionamento di un organo così eccezionalmente sollecitato come è il motore.

Allo scoppio della miscela la fiamma raggiunge temperature dell'ordine di  $2200^{\circ}$ . Occorre pertanto raffreddare efficacemente i cilindri in modo che questi ed i pistoni non raggiungano temperature critiche. Infatti:

— le elevate temperature diminuiscono la resistenza dei materiali alle notevoli sollecitazioni cui sono sottoposti. Si pensi al pistone che in alcuni punti raggiunge  $400^{\circ}$  e che è sollecitato da tonnellate nell'esplosione dei gas e dalle rilevanti forze d'inerzia nei punti morti;

— le elevate temperature sono una delle cause principali che favoriscono la detonabilità. Abbiamo già indicato nei paragrafi precedenti il notevole lavoro svolto dalle Ditte Allison e Rolls Royce per assicurare la refrigerazione a liquido con miscela del 30% di glicool e 70% di acqua pressurizzata a 2 atm.

Questi lunghi anni di ricerche e di prove hanno permesso di migliorare notevolmente la refrigerazione dei cilindri, permettendo di raggiungere potenze elevate per litro di cilindrata.

Anche per i motori stellari era difficile assicurare una buona refrigerazione dei cilindri.

Nel par. 7-3 sono stati indicati i primi successi ottenuti con razionali carenature dei motori. Per migliorare ancora il raffreddamento dei cilindri (e di conseguenza anche dei pistoni) si è provveduto ad aumentare notevolmente le alettature di raffreddamento facendole di tornitura da masselli forgiati sia per il cilindro in acciaio che per la testata in lega leggera.

Nella figura seguente (fig. 7) viene riportato, per ogni cilindro, di eguale cilindrata, la potenza che è stato possibile sviluppare con l'aumento dell'alettatura.

Il cilindro del 1928 che sviluppava 45 cav. è

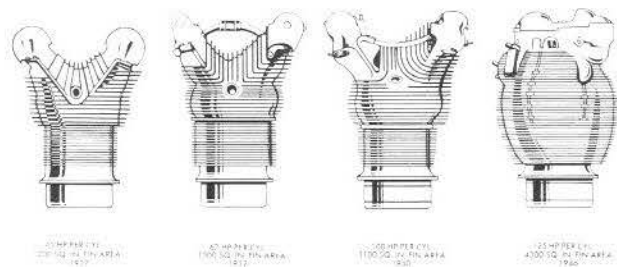


fig. 7

passato a sviluppare ben 135 cav. nel 1946 per l'avvenuto aumento del 350% dell'alettatura di raffreddamento.

Le moderne carenature dei motori stellari, oltre che ridurre la resistenza all'avanzamento, permettono di far arrivare alle alettature dei cilindri una quantità di aria sensibilmente superiore a quella assicurata dalle precedenti carenature.

19.4 Nei combattimenti aerei si verificano alle volte situazioni critiche nelle quali la salvezza può venire solo da una maggiore potenza disponibile, anche per pochi secondi. Ma le stesse benzine antidetonanti non permettono di raggiungere queste eccezionali prestazioni; si è ricorso al sistema di iniettare, in queste circostanze, dell'acqua la cui evaporazione raffredda i cilindri ed i pistoni.

Il funzionamento è automatico e si verifica quando il pilota porta la manetta nella posizione «combat rating». Oltre che sui caccia, il sistema di iniezione di acqua veniva impiegato anche sui bombardieri per decollare col massimo carico.

19.5 Abbiamo visto come la trasvolata atlantica del 1927 di Lindberg durò 33 ore e mezzo; altre trasvolate del tempo richiesero tempi analoghi o superiori di funzionamento ininterrotto del motore.

Risulta evidente come la sicurezza di funzionamento del motore debba essere eccezionale; la sicurezza si raggiunge solo sottoponendo il motore progettato a molte migliaia di ore di funzionamento sui banchi prova e ridisegnando le parti meccaniche che cedono, oppure realizzandole con altro materiale, oppure modificando il loro procedimento di lavorazione. Ad esempio il duralluminio fuso ed il duralluminio forgiato hanno la stessa resistenza meccanica; l'esperienza ha mostrato come il duralluminio forgiato non è soggetto a sporadici difetti come il duralluminio fuso. Per tali ragioni i pistoni, i carter, le teste dei cilindri si fanno in duralluminio forgiato.

Sui banchi prova i motori vengono fatti funzionare nelle condizioni di volo più gravose per poter apportare delle modifiche tali da rendere il motore privo di qualsiasi difetto di funzionamento.

Infine segue la prova militare delle 150 ore, nella quale il motore viene fatto funzionare a condizioni di impiego veramente spinte.

Queste prove di omologazione sono molto severe ed hanno permesso un continuo miglioramento della sicurezza di funzionamento dei motori. Ciò viene comprovato dall'aumento del tempo di funzionamento prima della revisione generale, nella quale il motore viene completamente smontato nelle singole parti, controllato, ripulito dei depositi carboniosi e dalle morchie dell'olio lubrificante, poi rimontato e provato al banco. Questo lavoro viene fatto in Ditte autorizzate oppure presso Enti Tecnici Militari, che dispongono delle attrezzature di lavoro e di controllo

necessarie per il particolare tipo di motore da revisionare.

Nel par. 2-2 è stato detto come i primi motori dovevano subire praticamente una revisione generale dopo ogni volo, anche se breve, nel 1928 la revisione generale si faceva mediamente ogni 250 ore e nel 1948 ogni 700 ore.

Occorre notare che in ogni epoca il limite della revisione generale è stato molto diverso fra i vari tipi di motori; ed esempio durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale un motore per caccia richiedeva la revisione generale a 300 ore, mentre il motore Pratt-Whitney 1340, montato sull'aeroplano di addestramento AT 6, richiedeva la revisione generale alle 900 ore.

## 20 - *Influenza della tecnica sulla strategia militare*

20.1 Prima dell'avvento della moderna tecnologia le guerre erano state combattute col materiale bellico costruito prima. Durante la guerra si potenziava la produzione del materiale bellico preesistente e non si studiavano nuove armi, come invece è avvenuto durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale.

Nella 1<sup>a</sup> Guerra Mondiale furono realizzate armi prima sconosciute, come i carri armati ed i gas tossici, ma queste armi nuove non furono determinanti per il risultato finale.

Sulle basi della esperienza precedente gli Stati Maggiori ritenevano che una nuova arma poteva divenire operativa almeno dopo quattro anni, occorrendo una produzione di massa e l'addestramento del personale militare che doveva impiegarla con perizia e successo.

La 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale portò una vera rivoluzione: gli scienziati addetti alle ricerche militari obbligarono spesso gli Stati Maggiori a studiare altre strategie ed altre tattiche per un impiego razionale dei loro ritrovati.

Basti pensare al radar, che permise agli inglesi di vincere la battaglia d'Inghilterra.

Con il radar venivano individuati gli aerei tedeschi in volo per bombardare l'Inghilterra e si predisponavano opportunamente gli Hurricane

ed gli Spitfire per intercettarli. Questo era basilare per gli inglesi a causa della scarsità della loro caccia; sarebbe stato impossibile mantenere in volo un numero sufficienti di aeroplani per intercettare quelli tedeschi. Conoscendo invece la distanza, la quota di volo, il numero di velivoli attaccanti, si predisponeva l'intercettazione al punto più favorevole con il numero più opportuno di aerei, che volavano ad una quota favorevole per l'intercettazione ed il combattimento.

In questo modo le perdite tedesche furono notevoli mentre quelle inglesi furono modeste; ad esempio nel mese di agosto 1940 i tedeschi persero 236 aerei contro 95 degli inglesi.

Durante l'intera battaglia d'Inghilterra i tedeschi persero ben 4.380 aeroplani mentre gli apparecchi inglesi abbattuti furono solo 915.

20.2 Da quanto è stato riportato in queste pagine si può concludere che nella 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale le esigenze operative del momento hanno influenzato la ricerca tecnica e scientifica e questa, a sua volta, la strategia militare.

Con l'avvento della propulsione a reazione l'influenza della tecnica sulla strategia appare ancora più evidente, come risulterà nella 2<sup>a</sup> parte del testo.

PARTE SECONDA

PROPULSIONE A REAZIONE NELLA 2<sup>a</sup> GUERRA  
MONDIALE





# *Propulsione a reazione nella 2ª Guerra Mondiale*

## *1 - Influenza della velocità del suono sugli aeroplani*

1.1 In alcuni paragrafi della 1ª parte del testo è stato evidenziato come durante la 2ª Guerra Mondiale le nazioni belligeranti più progredite nel campo aeronautico abbiano gareggiato per aumentare la velocità degli aeroplani. Ciò era ostacolato in un primo tempo dalla difficoltà di realizzare motori a scoppio più potenti e, poi, dall'aver raggiunto, praticamente, le potenze massime ottenibili.

La velocità degli aeroplani viene limitata anche da un altro fenomeno fisico, «la velocità del suono», perché quando si raggiunge tale velocità la resistenza all'avanzamento dell'aeroplano non segue più la legge riportata nell'appendice «A», ma aumenta maggiormente.

Ciò dipende dal fatto che la velocità del suono è anche la velocità con la quale si propagano le perturbazioni dell'aria, create dal corpo in movimento. Se il corpo si muove con velocità inferiore a quella del suono, viene preceduto da perturbazioni create nell'aria antistante; i filetti di aria si dispongono in modo da ricevere il corpo, riducendo così la resistenza all'avanzamento.

Se invece il corpo si muove con velocità anche di poco superiore a quella del suono, il corpo arriva prima che siano giunte le perturbazioni; l'aria quindi non ha modificato assetto e si formano delle onde d'urto che aumentano notevolmente la resistenza all'avanzamento e diminuiscono la stabilità dell'aeroplano.

In queste onde d'urto si verifica un aumento della pressione ambiente; varia quindi l'indice di rifrazione dell'aria e ciò fece per caso scoprire le

onde d'urto fotografando un proiettile in moto.

1-2 La velocità del suono aumenta con la temperatura. (ved. nota a fondo paragrafo). A 15 gradi centigradi la velocità del suono dell'aria è di 1.230 km/h (340 m/sec); a 500° (ordine di grandezza della temperatura dei gas sfuggenti dall'ugello di scarico di un turbogetto) è di 560 m/sec.

Data questa relazione fra velocità del suono e temperatura, per evitare riferimenti contemporanei dei due parametri, si preferisce indicare la velocità in numero di Mach, considerando numero di Mach uno la velocità del suono in quelle condizioni di temperatura. Mach era il nome del fisico scopritore dei fenomeni sonici.

Le pale dell'elica sono animate da 2 movimenti, uno di traslazione dell'aeroplano ed uno di rotazione dovuta al motore.

La composizione di questi 2 movimenti determina che già alla velocità dell'aeroplano di circa 700 km/h si verificano fenomeni sonici all'estremità delle pale dell'elica. Aumenta così la resistenza del motore; questa maggiore potenza non è possibile che sia assicurata dai motori alternativi, che hanno raggiunto il limite massimo della potenza che possono fornire.

Quando poi si raggiunge la velocità di circa 800 km/h i fenomeni sonici avvengono anche sulla fusoliera e sulle ali.

Quindi con la propulsione ad elica esiste una triplice barriera per l'aumento della velocità:

— impossibilità di disporre di motori più potenti;

- diminuzione notevole del rendimento dell'elica, sino ad annullarsi, man mano che la velocità dell'aeroplano aumenta;
- aumento notevole della resistenza all'avanzamento dell'aeroplano;

NOTA - La formula che permette di calcolare la velocità del suono è la seguente:

$$\text{velocità del suono} = 20 \sqrt{273 + t}$$

ove  $t$  è la temperature centigrada.

1-3 Come illustrato nell'allegato H, sul primo tratto del dorso dell'ala, a spessore crescente, la velocità dell'aria aumenta; poi, dopo lo spessore massimo, la velocità diminuisce sino a ritornare al valore con il quale ha investito l'ala.

Sul ventre dell'ala, in prossimità del bordo di attacco, si verifica una diminuzione della velocità dell'aria, che può raggiungere il 95% del suo valore.

Ammettiamo che un'ala di tipo idoneo ad alta velocità, cioè sottile, determini un aumento della velocità del 20% sul dorso ed una diminuzione dello 0,05% sul ventre. (ved. Nota).

Nel tratto di volo compreso fra  $\frac{100}{120} = 0,83$

Mach e  $\frac{100}{95} = 1,05$  Mach si verifica che una

parte dell'ala è a regime subsonico mentre l'altra parte è a regime supersonico.

In questo tratto di volo, detto transonico, si verificano fenomeni irregolari, teoricamente non prevedibili; l'ala diminuisce notevolmente di portanza, gli impennaggi perdono il loro potere stabilizzante ed il pilotaggio risulta veramente difficile.

Ma appena superato questo particolare settore di velocità, cioè quando tutta l'ala è investita da aria a velocità supersonica, gli impennaggi ritornano ad essere stabilizzanti, l'ala riacquista la portanza ed il pilotaggio diviene regolare. Però la resistenza all'avanzamento del velivolo risulta notevolmente aumentata rispetto a quella indicata dalle leggi dell'aerodinamica subsonica.

NOTA — Questi valori percentuali dell'aumento e della diminuzione della velocità del flusso dell'aria intorno alla superficie alare variano alquanto a secondo del profilo alare ed a secondo dell'assetto di volo.

## 2 - I principi del funzionamento dei turbogetti

2.1 Per comprendere le difficoltà incontrate in Inghilterra ed in Germania per la realizzazione pratica dei turbogetti è opportuno soffermarsi alquanto su queste macchine, per conoscere i fenomeni energetici che avvengono in esse.

Il principio della propulsione a reazione, cioè della spinta determinata da un fluido che fuoriesce ad una certa velocità, era conosciuta già nell'antichità; Erone di Alessandria aveva realizzato, verso il 1° secolo avanti Cristo, un congegno ruotante per effetto del vapore acqueo che sfugge da 2 beccucci opposti.

Il grande Newton verso la fine del XVII secolo scoprì il principio della propulsione a reazione, cioè della forza generata per reazione ad un getto di materia. Newton determinò anche la formula matematica della spinta (vedere nota a

fondo paragrafo), che risulta direttamente proporzionale alla portata in peso della materia effluente ed alla velocità del getto.

NOTA

Indicando con:

$S$  spinta in kg;

$P$  peso fluido uscente al sec in kg;

$g$  accelerazione della gravità  $9,81 \text{ m/sec}^2$

$U$  velocità di efflusso del fluido rispetto all'ambiente, in m/sec, risulta la spinta in kg:

$$S = \frac{P}{g} U$$

2.2 Questa spinta avviene per lo squilibrio delle pressioni, che si verificano nell'interno del corpo a causa della sfuggita del fluido.

Consideriamo la bombola in fig. 1 piena di gas compresso, con valvola  $V$  chiusa, poggiata e ferma su un piano orizzontale, senza attrito.

La forza interna  $F_1$  è uguale alla pressione multi-

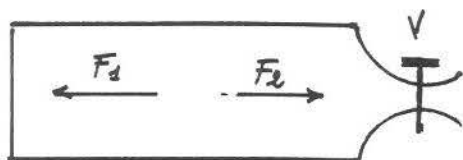


fig. 1

plicata la sezione; la forza interna  $F_2$  è uguale anch'essa alla stessa pressione moltiplicata per lo stesso valore della sezione; queste forze  $F_1$  ed  $F_2$  sono dunque uguali e dirette in senso opposto e pertanto la loro risultante è nulla. La bombola rimane ferma.

Immaginiamo ora di aprire la valvola V (fig. 2). Il gas compresso sfugge velocemente dal bocaglio.

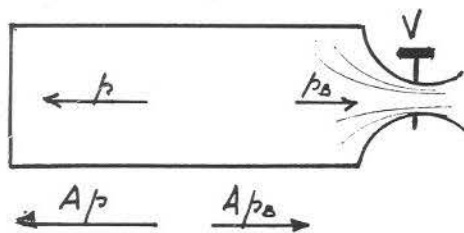


fig. 2

Il principio della conservazione dell'energia, che ha carattere universale, afferma che lungo una vera fluida isolata l'energia totale in ogni sezione rimane costante, anche se avvengono trasformazioni di pressione in energia cinetica o viceversa. Quindi un aumento della velocità della vena si verifica a scapito della pressione che diminuisce; egualmente un aumento della pressione si verifica con la diminuzione della velocità.

Nel caso della fig. 2 i filetti fluidi vicini al bocaglio hanno una notevole velocità creata per la trasformazione di una parte dell'energia di pressione in energia cinetica. Conseguentemente la pressione sulla parete del bocaglio « $p_B$ » è inferiore alla pressione « $p$ » agente sulla faccia opposta. La differenza è tanto più notevole quanto maggiore è la velocità di efflusso. Indicando con A la sezione della bombola, la forza in avanti è « $Ap$ », quella indietro è « $Ap_B$ ». La risultante « $A(p - p_B)$ », dovuta allo squilibrio delle pressioni, determina la spinta che agisce sulla bombola, e che può essere calcolata con la

formula riportata nella nota del paragrafo precedente.

La spinta creata risulta direttamente proporzionale al peso effluente al secondo ed alla velocità di efflusso. Ciò sta ad indicare come nei turbogetti occorra aumentare la portata d'aria e la velocità di efflusso per avere spinte maggiori.

2-3 Consideriamo un condotto sagomato come in fig. 3, nel quale l'aria entra dal bocaglio anteriore A ed esce da un ugello posteriore B.

Nell'interno del condotto avviene una combustione continua, a pressione costante, del carburante che arriva tramite un tubo.



fig. 3

Indichiamo con V la velocità con la quale il condotto si muove nell'atmosfera; l'aria entra nel bocaglio A con la stessa velocità V e direzione opposta.

L'aria viene riscaldata dalla combustione del carburante e parte di questa energia calorifica si trasforma in energia cinetica, aumentando la velocità dell'aria, che sfugge dall'ugello di scarico B con una velocità U maggiore della velocità di ingresso V.

P rappresenta il peso di aria entrato in un secondo; la legge di Newton della nota del par. 2-1 diviene:

$$\text{Spinta} = \frac{P}{g} (U - V)$$

P peso dell'aria entrata in un secondo;

g accelerazione della gravità = 9,81 m/sec<sup>2</sup>

U-V rappresenta la velocità del getto rispetto all'aria esterna.

Come nel caso precedente questa spinta è determinata dallo squilibrio delle pressioni nell'interno del tubo sagomato perché le pressioni sul bocaglio A sono maggiori di quelle agenti sull'ugello di scarico B; ciò è dovuto, come nell'esempio precedente, alla trasformazione di energia di pressione in energia cinetica.



2.4 La termodinamica insegna che nel processo energetico che avviene in un turbogetto il rendimento termico ideale cresce con l'aumento del rapporto di compressione, così come avviene nel motore a scoppio.

Il turbogetto necessita quindi di un compressore, che ha pure il benefico effetto di aumentare, a parità di ingombro del turbogetto, la portata d'aria e quindi, in definitiva, la spinta.

Il compressore di un turbogetto di media spinta richiede una potenza di oltre 10.000 cavalli per assicurare l'opportuna compressione; l'organo che fornisce tale enorme potenza è la turbina che, utilizzando parte dell'energia calorifica sviluppata nella combustione, fornisce al compressore, al quale è collegata tramite un albero, l'energia necessaria al funzionamento. La fig. 4

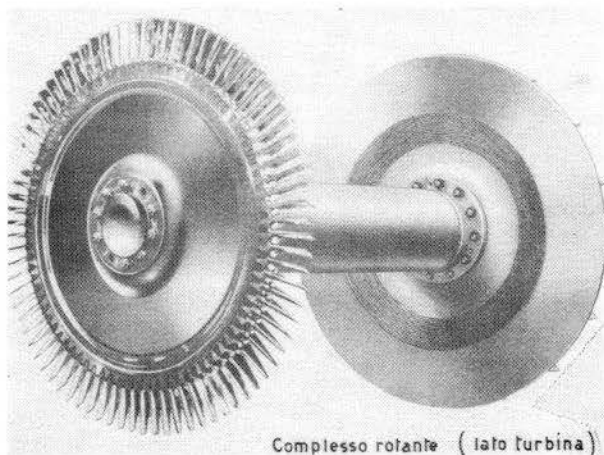
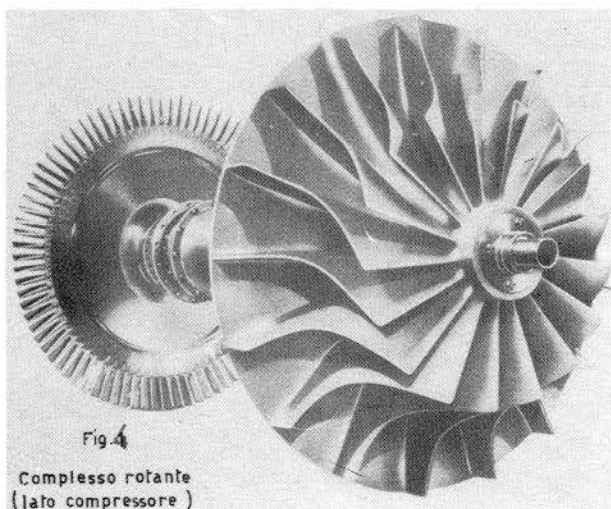


fig. 4

illustra tale accoppiamento nel caso del Goblin con compressore centrifugo.

Un turbogetto risulta così costituito dalle seguenti parti principali:

- compressore;
- camere di combustione;
- turbina;
- tubo di raccordo ed ugello di scarico.

2.5 La parte rotante del turbogetto è costituita dal rotore della turbina e dal rotore del compressore, collegati da un albero cavo.

Il carburante arriva nelle camere di combustione, ove brucia a pressione costante. L'energia calorifica sviluppata viene in parte ceduta alla turbina, attraverso la quale i prodotti della combustione si espandono; questa energia risulta tutta impiegata per comandare il compressore. I prodotti della combustione vengono poi convogliati all'ugello di scarico, ove si espandono alla pressione atmosferica esterna; questa espansione determina la spinta propulsiva per effetto dello squilibrio di pressioni che provoca nell'interno del turbogetto.

Un'altra notevole parte di energia è posseduta dai gas usciti dall'ugello di scarico e viene perdute nell'atmosfera come energia calorifica e come energia cinetica.

2.6 Le caratteristiche dei turbogetti attuali sono notevolmente diverse, specie in considerazione delle caratteristiche tecniche dei materiali resistenti alle alte temperature che vengono impiegati per costruire le palette delle turbine. Per dare un'idea del funzionamento generale del turbogetto riportiamo, nell'esempio seguente, dei valori anche se questi possono risultare sensibilmente diversi in altri turbogetti.

Il turbogetto preso in considerazione nella figura 5 ha il rapporto di compressione 6. Al livello del mare l'aria entra nel compressore (punto 1) alla pressione di un'atmosfera ed alla temperatura di  $15^{\circ}$ . Esce dal compressore ed entra nelle camere di combustione (punto 2) alla pressione di 6 atm. ed alla temperatura di  $200^{\circ}$  in seguito al riscaldamento dovuto alla compressione.

Il carburante brucia nelle camere di combustione alla pressione di 6 atmosfere; la temperatura raggiunge  $850^{\circ}$  come valore medio nella sezione,

mentre nel centro di questa, ove c'è la fiamma, la temperatura è di circa 2.400°. La fiamma risulta circondata da aria a temperatura inferiore agli 800°, che forma un cuscinetto protettivo delle camere di combustione.

I prodotti della combustione entrano poi nella turbina (punto 3), ove si espandono fino ad uscirne (punto 4) alla pressione di 2 atmosfere ed alla temperatura di 700°. Alla turbina viene ceduta una notevole potenza, di oltre 10.000 cavalli, che è utilizzata integralmente per comandare il compressore. I prodotti della combustione scorrono lungo un condotto tronco conico ed un condotto cilindrico; la sezione di questi condotti è uguale e quindi lungo questo percorso non avviene alcuna variazione di pressione. Questi tubi servono per convogliare i prodotti della combustione e per trasformare il loro flusso a forma di corona circolare, che hanno all'uscita della turbina, alla forma circolare dell'ugello di scarico. All'ingresso dello ugello (punto 5) la pressione è sempre di 2 atm. e la temperatura di 700°; nell'ugello avviene l'espansione dei prodotti di combustione sino alla pressione esterna di 1 atm. (punto 6); la temperatura è di circa 500°, la velocità è di 560 m/sec, che è la velocità del suono dei prodotti della combustione alla loro temperatura di 500°.

Come già detto, questa fase di espansione nell'ugello di scarico provoca gli squilibri interni di pressione che determinano la spinta.

2-7 È noto come la potenza di un motore

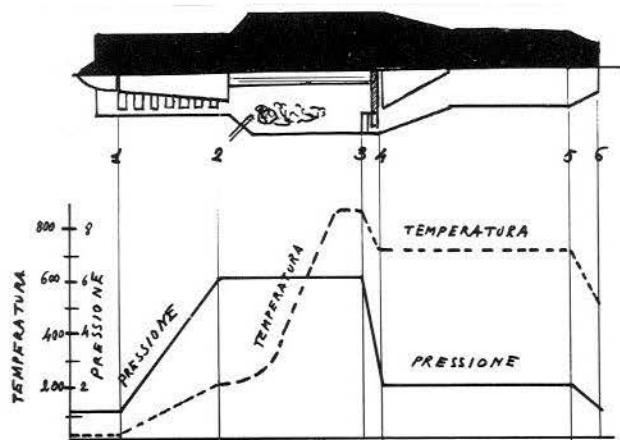


fig. 5

alternativo rimanga costante con la velocità, a meno di modeste variazioni determinati dalle prese dinamiche per l'aria di alimentazione.

Nel turbogetto si verifica invece che la spinta rimane incirca costante con il variare della velocità. La potenza sviluppata in un turbogetto è data dal prodotto della spinta per la velocità e conseguentemente si verificano notevoli variazioni di potenza propulsiva.

Il peso di un turbogetto è proporzionale alla sua spinta (un kg. di peso assicura mediamente una spinta di 5 kg) mentre, come abbiamo già esaminato, il peso di un motore alternativo è proporzionale alla sua potenza; (attualmente per avere un cavallo occorre il peso di mezzo chilogrammo).

Inoltre il consumo di carburante, che in un motore alternativo è proporzionale alla potenza, in un turbogetto risulta essere proporzionale alla spinta; (vedere nota in fondo paragrafo).

Per le suddette 3 ragioni è necessario caratterizzare un turbogetto con la spinta che sviluppa, mentre nel caso dei motori alternativi questi vengono caratterizzati con la potenza. Indicando la spinta  $S$  in kg, la velocità  $V$  in m/sec, la potenza espressa in chilogrammetri al secondo, dalla dinamica risulta:

$$\text{Potenza} = S \times V$$

Ricordando che un cavallo corrisponde a 75 kgm al sec., la potenza espressa in cavalli risulta dalla formula:

$$\text{Potenza} = \frac{S \times V}{75}$$

Questa relazione permette di passare da una grandezza all'altra; nel caso del motore alternativo occorre anche tener conto del rendimento dell'elica:

$$\text{Potenza} = \frac{S \times V}{\text{rend. elica} \times 75}$$

Facciamo qualche esempio numerico:

— Alla velocità di 200 m/sec (720 km/h) un turbogetto ha la spinta di 3.000 kg. La potenza propulsiva che sviluppa è di:

$$\text{potenza} = \frac{\text{Spinta} \times \text{velocità}}{75} = \frac{3.000 \times 200}{75} = 8.000 \text{ cav.}$$

— Un aeroplano, con motore a scoppio della potenza di 1.800 cav., vola alla velocità di 150 m/sec (540 km/h) con rendimento dell'elica di 0,8. La spinta che sviluppa l'elica è:

$$\begin{aligned} \text{spinta} &= \frac{\text{Potenza} \times 75 \times \text{rend. elica}}{\text{Velocità}} = \\ &= \frac{1.800 \times 75 \times 0,8}{150} = \\ &= 720 \text{ kg.} \end{aligned}$$

NOTA - Mentre il consumo specifico di un motore alternativo indica il peso di carburante consumato per sviluppare un cavallo per un'ora (ad esempio 0,22 kg), il consumo specifico di un turbogetto indica invece il peso di chilogrammi di carburante consumato per sviluppare la spinta di un kg. per un'ora.

Questo consumo specifico dei turbogetti varia alquanto con la velocità dell'aeroplano. Ad esempio se a punto fisso, cioè con aeroplano fermo, un certo tipo di turbogetto ha un consumo specifico di 1 kg. di carburante per kg. di spinta all'ora, alla velocità di 800 km/h il consumo specifico diviene 1,6 kg. per kg. di spinta all'ora. In tal modo detto turbogetto, ammesso che sviluppi la spinta di 2.000 kg. alla velocità di 800 km/h, consuma  $1,6 \times 2.000 = 3.200$  kg. di carburante all'ora.

2.8 La formula del paragrafo precedente, che collega spinta e potenza in funzione della velocità, permette anche il confronto, a pari velocità dell'aeroplano, del peso del motore a scoppio e di quello di un turbogetto. Questo confronto dei pesi è molto interessante.

Trascurando altri fattori che influenzano il peso del gruppo propulsore, nell'appendice C è stato fatto un esempio numerico molto semplificato, che permette un'ampia visione del problema peso. Nella tabella seguente sono riportati i risultati riguardanti l'aeroplano preso come esempio.

velocità dell'aeroplano	motore a scoppio		turbogetto	
	potenza cav.	peso kg.	spinta kg.	peso kg.
360 km/h	665	330	400	66
720 km/h	5.380	2.700	1.600	270
1000 km/h	14.500	7.300	3.100	520

Si nota come, con l'aumentare della velocità, la potenza necessaria dei motori alternativi raggiunga limiti astronomici ed inconcepibili; il peso del

motore risulta quasi eguale al peso dell'aeroplano completo.

Ciò dipende dal fatto che la potenza necessaria del motore alternativo cresce con il cubo della velocità dell'aeroplano, mentre la spinta necessaria cresce con il quadrato della velocità.

Raddoppiando la velocità, la potenza necessaria diviene  $2 \times 2 \times 2 = 8$  volte maggiore per il motore a scoppio, mentre la spinta necessaria diviene  $2 \times 2 = 4$  volte maggiore per il turbogetto.

E poiché i pesi sono proporzionali, nel caso del motore a scoppio, alla potenza e, nel caso del turbogetto, alla spinta, risulta evidente il peso notevolmente inferiore del turbogetto rispetto al motore a scoppio.

2.9 Il funzionamento del turbogetto è di tipo continuo, cioè, se non si cambiano le condizioni di impiego, in ogni punto del turbogetto rimangono costanti la pressione, la temperatura, la velocità del flusso.

Il funzionamento del motore a scoppio è invece ciclico: in due giri del motore si verificano le fasi di aspirazione, compressione, scoppio, espansione, scarico, con le variazioni di temperature, pressioni e velocità.

Dopo scoccata la scintilla la fiamma raggiunge una temperatura dell'ordine dei  $2.200^\circ$ ; ma poi avviene l'espansione, lo scarico, l'ammissione e la compressione della nuova miscela. Si verifica così che il pistone e la testata del cilindro non raggiungono  $2.200^\circ$  ma, per effetto dell'inerzia termica, raggiungono temperature sensibilmente inferiori, dell'ordine dei  $400^\circ$  nei punti più caldi. Di conseguenza la temperatura che si sviluppa in una certa fase del turbogetto è critica, nel senso che le parti adiacenti raggiungono questa temperatura; non si verifica il vantaggio presentato dal comportamento ciclico del motore a scoppio, che permette alle parti di raggiungere temperature sensibilmente inferiori a quelle verificatesi allo scoppio.

2.10 Nell'allegato D viene illustrato come il rendimento termico pratico di un turbogetto (cioè la percentuale di energia calorifica del carburante consumato che viene trasformata in spinta) si abbassa in modo notevole con la

diminuzione della temperatura dei prodotti della combustione che entrano nella turbina.

Poiché quanto più bassi sono i rendimenti del compressore e della turbina tanto più accentuate sono le diminuzioni del rendimento termico pratico, avviene che necessita una temperatura di almeno  $650\div 700^\circ$  nelle camere di combustione per avere una modesta spinta (e con consumi notevoli di carburante); le prestazioni del turbogetto migliorano notevolmente aumentando la temperatura nelle camere di combustione.

Già nel passato le turbine a vapore d'acqua surriscaldato avevano richiesto materiali che fossero in grado di lavorare a  $530^\circ$ , ma questa temperatura era insufficiente per realizzare delle turbine a gas. La temperatura minima accettabile per queste turbine deve raggiungere i  $650^\circ\text{-}700^\circ$ , pur essendo i materiali assoggettati a notevoli sollecitazioni meccaniche.

Nel cemento armato il ferro lavora a 12 kg per

mmq. In un'automobile gli acciai lavorano a 30 kg/mm<sup>2</sup>. Nel reattore Orpheus, montato sull'aeroplano G.91, il materiale delle palette della turbina lavora a 22 kg/mmq. alla temperatura di  $880^\circ$ , cioè al calore rosso.

Nel passato si usarono per le turbine a vapore d'acqua acciai inossidabili (cioè acciai contenenti modeste percentuali di nichel e cromo); questi però non permettono di avvicinarsi alle temperature di  $650\div 700^\circ$ .

Un aiuto sensibile alla realizzazione pratica delle prime turbine a gas venne dalla Svizzera, dove la Ditta Brown Boveri le studiava come produttrici di energia elettrica; nel 1938 realizzò turbine a gas di grande potenza.

Lo sviluppo dei turbogetti è intimamente legato ai progressi della metallurgia e sono state le leghe speciali (a base di nichel, cromo, cobalto e nelle quali non esiste ferro) che hanno permesso lo sviluppo della propulsione a reazione.

### 3 - Le parti principali del turbogetto

#### 3.1 Compressori

I compressori impiegati nei turbogetti sono di due tipi: centrifughi ed assiali.

In ambedue i tipi il rotore del compressore riceve l'energia meccanica dal rotore della turbina, tramite un albero di collegamento, e somministra tale energia all'aria affluente, aumentandone la velocità e la pressione; la velocità si ridurrà poi nello statore del compressore, determinando un ulteriore aumento della pressione. Lo statore è formato dal diffusore nel compressore centrifugo e dalle palette dello statore nel compressore assiale.

Il compressore centrifugo (fig. 4) è lo stesso, salvo le maggiori dimensioni, di quello usato nei motori alternativi per ristabilire la pressione di alimentazione in quota. E' costituito da una ventola che aspira l'aria nella zona centrale e, per forza centrifuga, la spinge radialmente verso l'esterno, facendole acquistare pressione e velocità. All'uscita della ventola, nel diffusore, la velocità

dell'aria si riduce, e conseguentemente, per il principio della conservazione dell'energia, la pressione aumenta ulteriormente.

Il compressore centrifugo ha buone caratteristiche di robustezza, poco costoso, facilmente costruibile; piccoli detriti e polvere non lo danneggiano molto. Presenta però l'inconveniente che non può superare il rapporto di compressione di circa 4, a causa della limitazione della sua velocità periferica.

I compressori centrifughi possono essere a ventola semplice, come nel Goblin montato sul Vampire, oppure a ventola doppia, come sul J.33 montato sul T.33 (fig. 16).

Poiché i turbogetti moderni, come vedremo in seguito, debbono funzionare con rapporti di compressione maggiore di 4 (13,5 nel caso del J.79 montato sul caccia F.104), si è dovuto ricorrere al compressore assiale.

Questo è costituito da:

— un corpo rotante, detto rotore, che è collegato



mediante un albero al rotore della turbina; alla periferia del rotore sono sistemate diverse serie di palette; quanto maggiore è il rapporto di compressione tanto più grande sarà il numero delle serie che dovranno essere montate.

—una carenatura esterna, che porta sulla superficie interna diverse serie di palette, detto statore, in posizione sfalsate rispetto a quelle del rotore.

Le fig. 6 e 7 mostrano rispettivamente il rotore e lo statore del compressore del turbogetto Viper, (fig. 7 bis) montato sull'aereo da addestramento Macchi MB 326.

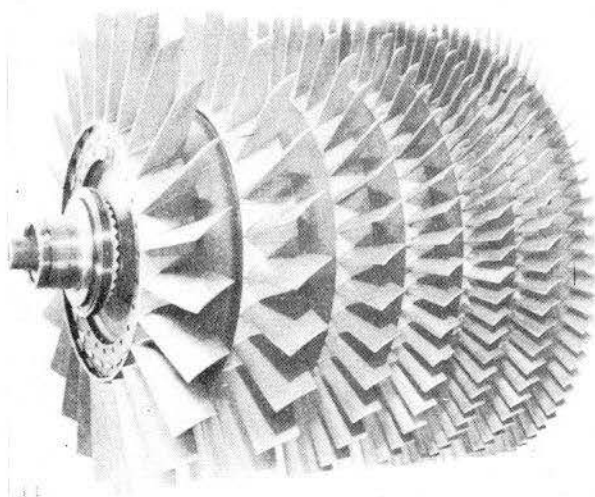


fig. 6

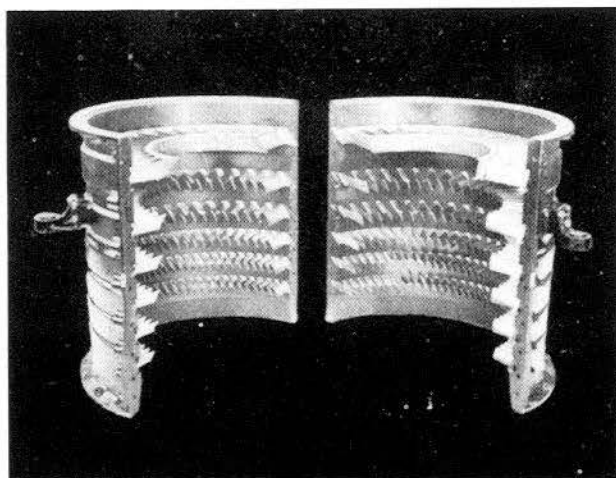


fig. 7

La realizzazione dei compressori assiali è laboriosa e delicata; nell'impiego pratico presentano l'inconveniente di un possibile danneggiamento delle palette a causa di polvere, detriti, ecc.

Un notevole ostacolo alla realizzazione dei turbogetti fu il basso rapporto di compressione ed il basso rendimento dei compressori, nonostante gli studi e le ricerche che da anni si facevano per poterli impiegare sui motori alternativi.

Uno dei primi compressori americani, costruito nel 1930 per aumentare in quota la pressione di alimentazione di un motore a scoppio, aveva il rapporto di compressione di 1,2 ed il rendimento del 70%; nel 1935 si migliorò il compressore ottenendo il rapporto di compressione di 1,5 con lo stesso rendimento del 70%; il rendimento scendeva al 65% se si aumentava il rapporto di compressione a 2.

Si nota come l'aumento del rapporto di compressione determini un abbassamento del rendimento, e come l'esigenza di alti rapporti di compressione nei turbogetti facesse presagire troppo bassi rendimenti dei compressori.

Vedremo che i primi turbogetti tedeschi del 1940 avevano il rapporto di compressione di 3 con rendimento del 80% e nello stesso periodo i turbogetti inglesi avevano il rapporto di compressione di 4 con rendimento del 75%.

Si nota come la realizzazione di un turbogetto richiedesse un miglioramento notevole delle qualità tecniche dei compressori esistenti, qualità

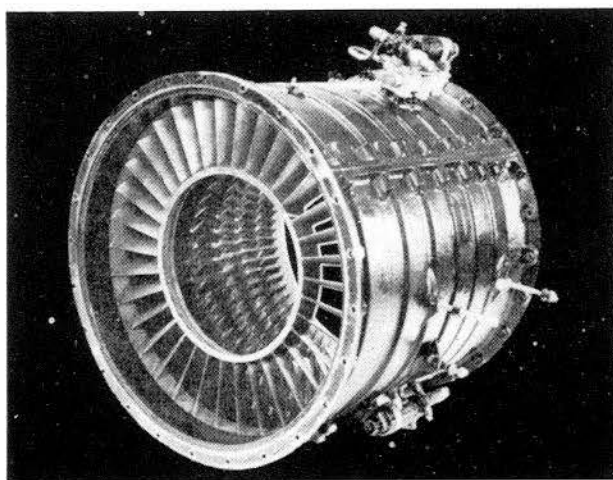


fig. 7bis

che non si sapeva inizialmente se fossero praticamente raggiungibili.

Dopo il 1935 l'esigenza di volo a quote maggiori portò un ulteriore impulso al miglioramento di compressori per i motori a scoppio.

Negli U.S.A. la General Electric si affermò in questo campo, ma purtroppo questa ditta costruiva solamente la girante e la relativa carenatura, mentre la ditta costruttrice del motore costruiva la carenatura di raccordo. La mancanza di una progettazione globale, essendo le due parti intimamente connesse allo stesso fenomeno, fece sì che il rendimento totale del compressore risultasse alquanto modesto.

Nel 1934 la Wright Corporation comprese l'inconveniente sopra accennato e decise di realizzare per proprio conto i compressori necessari ai suoi motori; raggiunse così, dopo qualche anno, una ottima conoscenza sul progetto dei diffusori, particolare questo che era stato precedentemente trascurato.

Nella tabella seguente vengono riportate le caratteristiche di alcuni dei compressori della Wright costruiti nel periodo 1940-1943.

anno	motore sul quale era montato	rendimento a rapporto compr. 1,6	rendimento a rapporto compr. 2,7
1940	Cyclone	0,71	0,68
1941	Cyclone	0,75	0,69
1943	R.3350	0,77	0,74
1943	R.3350 sperim.	0,81	0,78

### 3.2 Camere di combustione

Nelle camere di combustione brucia il carburante iniettato, finemente polverizzato dagli spruzzatori o vaporizzato dai vaporizzatori.

Il fenomeno della combustione è molto complesso, essendo contemporaneamente un fenomeno fisico e chimico; la realizzazione pratica delle camere di combustione è stato un lavoro lungo e ponderoso, risolto bene dagli inglesi durante la seconda Guerra Mondiale mentre i tedeschi non raggiunsero soddisfacenti risultati. I requisiti

principali delle camere di combustione sono i seguenti, alcuni dei quali contrastanti tra loro:

- leggerezza;
- dimensioni ridotte;
- piccola caduta di pressione del flusso d'aria;
- velocità e temperature poco diverse nella sezione della vena dei gas all'uscita delle camere di combustione;
- fiamma stabile a tutti i regimi e le quote di volo, ed anche stabile quando il pilota interviene sulla manetta in modo brusco.

Se nel turbogetto si facesse avvenire la combustione nel rapporto stechiometrico di 15, come mediamente avviene incirca nel motore a scoppio (1 kg di benzina con 15 kg di aria), i prodotti della combustione raggiungerebbero 2200° e nessun materiale potrebbe resistere a tale elevatissima temperatura. (ved. par. 2-9).

Occorre quindi diminuire sensibilmente la dosatura di carburante, tenendo conto dei materiali disponibili per le palette della turbina.

Ad esempio nell'Orpheus, montato sull'aeroplano G.91, la dosatura a regime max è di 57 (1 kg di carburante per 57 kg di aria); la temperatura max dei prodotti della combustione risulta di 880°, permessa dalla lega Nimonic 100 delle palette della turbina.

Ma se si mescolasse l'aria ed il carburante con tale dosatura di 57, la miscela non brucerebbe; anche con miscele leggermente più povere di quella stechiometrica di 15 la combustione è lenta e poco stabile.

Si ricorre pertanto all'espedito di fare bruciare il carburante della dosatura stechiometrica nel centro delle camere di combustione e di inviare l'aria residua intorno alla fiamma, in modo che questa non giunga vicino alle pareti delle camere di combustione (fig. 8).

Quindi dove avviene lo spruzzo del combustibile arriva all'incirca  $\frac{1}{4}$  dell'aria inviata dal compressore, in modo di avere la dosatura stechiometrica; gli altri  $\frac{3}{4}$  di aria in parte circondano la fiamma e in parte scorrono fra tubo di fiamma ed involucro esterno, penetrando gradualmente lungo i fori esistenti nel tubo di fiamma. In tal modo avviene il rimescolamento fra flusso caldo e flusso freddo, e la temperatura d'ingresso alla

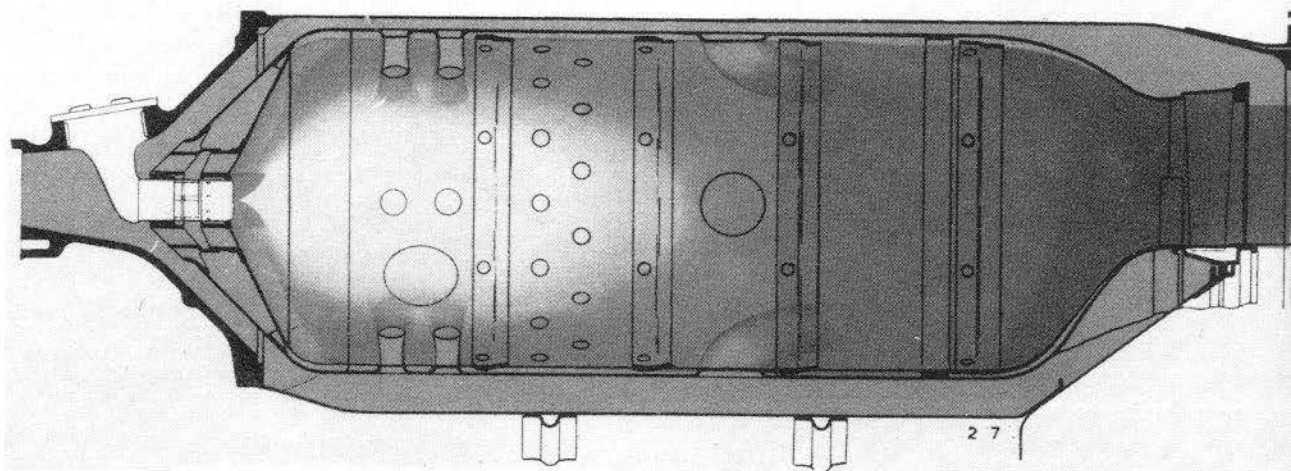


fig. 8

turbina risulta di  $880^\circ$ , uniforme in tutta la sezione.

Il getto del carburante avviene tramite uno spruzzatore, che deve far arrivare il liquido sotto forma di goccioline finemente suddivise e polverizzate, in modo da favorire la rapida vaporizzazione e combustione. Più le goccioline sono piccole e più bruciano rapidamente, dando una fiamma corta; la camera di combustione risulterà meno lunga, meno ingombrante e meno pesante.

Lo spruzzatore è un particolare di estrema importanza nel complesso problema della combustione, sia perché esso è determinante nell'efficienza della combustione, e perché un suo difettoso funzionamento può far allungare la fiamma, con conseguente bruciatura delle palette della turbina.

Le condizioni di funzionamento di uno spruzzatore sono notevolmente diverse; a massimo regime, al livello del mare, la portata di carburante è di circa 40 volte maggiore di quella a regime minimo ad alta quota; risulta evidente la difficoltà di realizzare funzionamenti sicuri e perfetti in tale estesa gamma di funzionamento. In Inghilterra si realizzò un efficiente spruzzatore a camera vorticoso (fig. 9) che, per effetto della forza centrifuga e della pressione con la quale viene inviato il carburante, espelle il carburante stesso sotto forma di una sottilissima pellicola conica che si rompe in minutissime goccioline.

Verso la metà della camera di combustione il carburante iniettato ha finito di bruciare, cioè si è spenta la fiamma, ed i prodotti della combu-

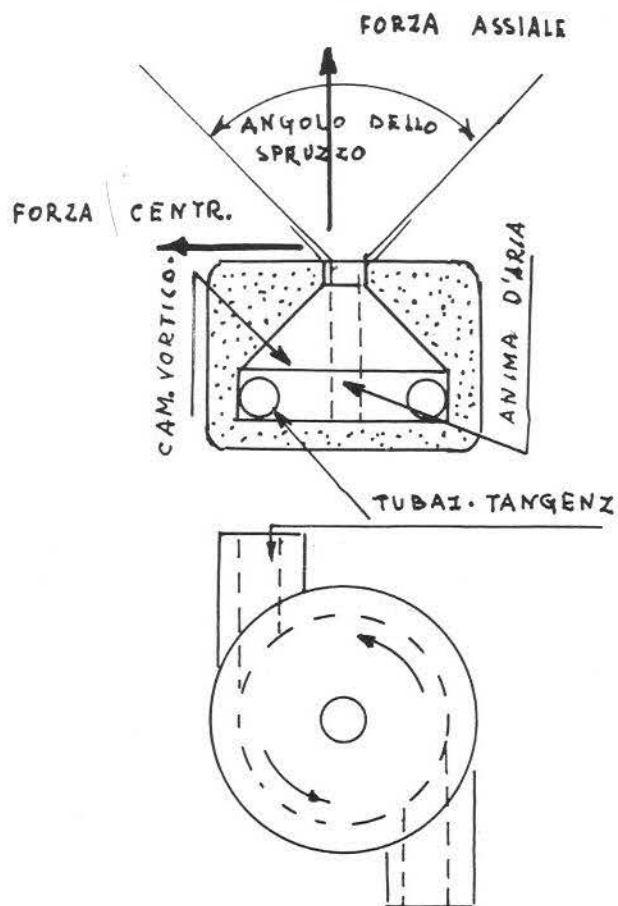


fig. 9

stione, mescolandosi intimamente con l'aria esuberante, abbassano la temperatura ai valori consentiti dal materiale con il quale sono realizzate le camere di combustione e le palette della turbina. Nel caso prima indicato dell'Orpheus la temperatura risulta abbassata da  $2200^{\circ}$  a  $880^{\circ}$ . Quanto più la dosatura si avvicina a quella stechiometrica tanto più rapida è la combustione (e quindi fiamma corta) e tanto più è stabile la fiamma (e quindi evitato il pericolo di spegnimento).

In Italia, anni or sono, si verificò l'avaria di uno spruzzatore su un turbogetto J33-A35 montato sul velivolo J.33. In dipendenza di questa avaria il carburante venne iniettato a grosse gocce nella camera di combustione (fig. 10) provocando l'allungamento della fiamma che, raggiunta la turbina, bruciò alcune palette dello statore.

Un getto regolarmente efficiente determina una polverizzazione più fine, come mostra la fig. 11. Le camere di combustione sono realizzate in due involucri; quello interno, detto tubo di fiamma, deve resistere ad elevate temperature; è costruito in lega speciale (spesso in lega Nymonic 75 al nichel cromo); l'involucro esterno, che raggiunge temperature dell'ordine di  $200^{\circ}$ , è costruito in ferro.

Tra questi due involucri scorre parte dell'aria proveniente dal compressore ed entra nel tubo di fiamma attraverso fori opportunamente predisposti.

Le camere di combustione possono essere realizzate in 3 modi diversi (fig. 12).



fig. 11

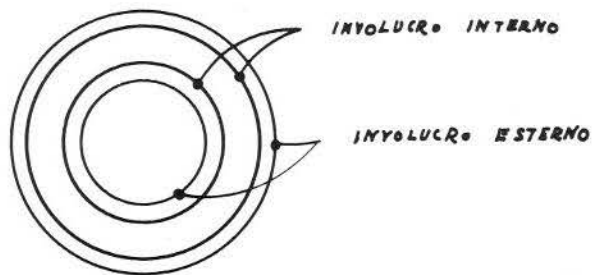
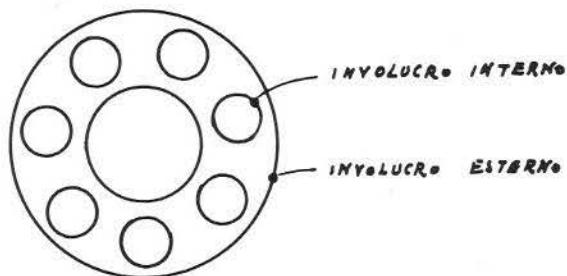
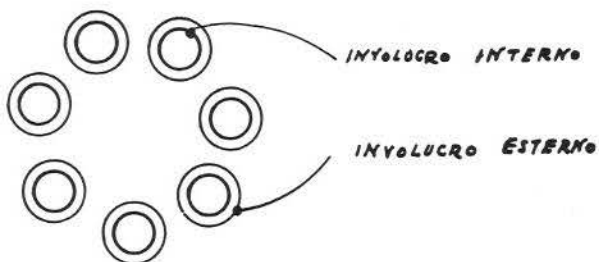


fig. 12

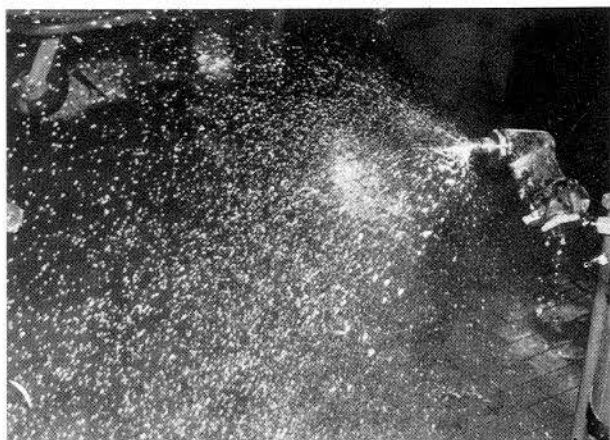


fig. 10



— Nel 1° tipo le camere di combustione sono in numero di 6-16 e disposte simmetricamente nella sezione trasversale del reattore. Ogni camera è costituita da un involucro interno, in lega speciale, e da un involucro in ferro, esterno al primo.

Questo tipo di camere di combustione era montato sul reattore Goblin (aeroplano Vampire), sul reattore J.33 (aeroplano T.33), sul reattore J.47 (aeroplano F.86).

— Nel 2° tipo gli involucri interni (in lega speciale) sono disposti simmetricamente nella sezione trasversale del reattore e sono contenuti in due involucri cilindrici in ferro esterni.

Questo tipo di camere di combustione, detta cannulare, è montato sul reattore Orpheus (aeroplano G.91) e sul reattore J.79 (aeroplano F.104).

— Il 3° tipo, detta camera anulare, è formato da un involucro interno, in lega speciale, costituito da due cilindri concentrici, e da due involucri esterni in ferro, che formano altri due cilindri concentrici ai primi.

Questo tipo di camera di combustione è montato sul reattore Viper (aeroplano M.B.326 fig. 12 bis) e sul reattore J.65 (aeroplano F.84).

### 3.3 Turbina

La turbina è l'organo che aziona il compressore e si divide in due parti principali: lo statore ed il rotore. Lo statore è un particolare fisso, costitui-

to da una superficie cilindrica che porta delle palette deflettrici; serve per convogliare i prodotti della combustione in modo che questi, all'ingresso delle palette del rotore, abbiano una opportuna velocità sia come intensità sia come direzione.

Il rotore è costituito da un disco di acciaio forgiato (fig. 4) nella cui corona vengono montate delle palette. Queste vengono investite dai gas devianti dalle palette dello statore ed assorbono dell'energia che trasmettono al rotore del compressore tramite un albero di collegamento. Come già detto l'energia trasmessa è di oltre 10.000 cav. per turbogetti di media spinta.

Se questa potenza dovesse essere fornita da motori a scoppio, questi peserebbero oltre 5.000 kg, mentre tutto il turbogetto pesa circa 500 kg e la turbina a gas, che fornisce questa potenza, pesa circa 180 kg.

La realizzazione pratica del turbogetto dipendeva quindi dalla costruzione delle turbine a gas; queste erano conosciute, si era lavorato e studiato molto, ma con scarsi risultati.

Un nostro grande tecnico, l'ing. Belluzzo, era il progettista delle potenti turbine a vapore d'acqua di cui erano dotati gli ottimi transatlantici italiani del 1930. L'ing. Belluzzo era anche un profondo teorico., come mostra il suo trattato sul progetto delle turbine a vapor d'acqua. L'Autore ricorda come, in un corso universitario del 1933, il predetto ingegnere parlò spiritosamente

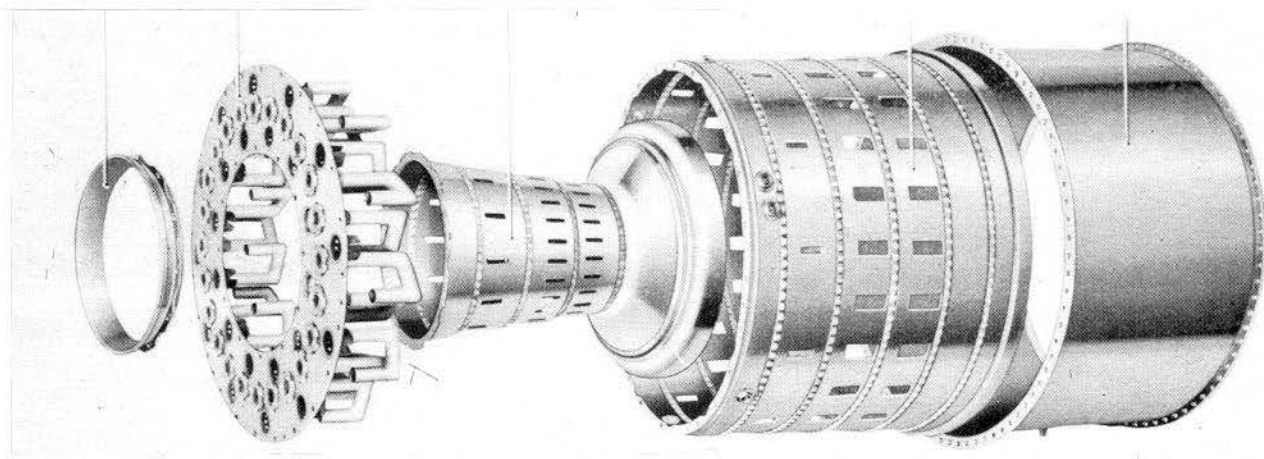


fig. 12bis

delle turbine a gas, dicendo che si sperava in progressi futuri che permettessero alla turbina di vincere le forze di attrito e così di poter girare, almeno a vuoto!

A quel tempo tale asserzione era giustificabile perché altre branche della tecnica, in particolar modo la metallurgia e la costruzione dei compressori, non assicuravano elementi idonei alla realizzazione dei turbogetti.

Le palette della turbina sono investite dai prodotti della combustione, provenienti dalle camere di combustione. Debbono essere quindi costruite in leghe speciali resistenti ad alte temperature. Il disco turbina non si riscalda molto ed è costruito in acciaio.

Le palette sono assoggettate alle forze determinate dal flusso dei gas; quelle del rotore della turbina sono inoltre assoggettate alle rilevanti forze centrifughe dovute alla rapida rotazione (nel reattore Orpheus la turbina ruota a 10.000 giri al minuto). L'attacco delle palette al disco turbina deve sopportare ingenti sollecitazioni.

Le palette vengono fissate in vari modi, dei quali il più usato è l'incastro ad abete o «fir tree» (fig.4).

Se il rapporto di compressione del compressore non supera il valore di 6 si può usare una turbina ad uno stadio; cioè un solo complesso statore-rotore; se il rapporto di compressione supera il precedente valore occorre realizzare turbine a doppio stadio, cioè con due complessi statore-rotore, come nel turbogetto J.65 montato sul caccia F.84.

Quando il rapporto di compressione sale ancora, come nel reattore J.79, montato sul caccia F.104, nel quale si raggiunge il rapporto di compressione di 13,5, si deve realizzare una turbina a tre stadi.

In alcuni reattori ad alto rapporto di compressione (dell'ordine di 12, quale il reattore inglese Gyron) si costruiscono 2 turbine indipendenti e due compressori assiali indipendenti (fig. 13); un albero cavo collega la turbina ad alta pressione con il compressore ad alta pressione; un albero pieno, concentrico al primo, collega la turbina a bassa pressione con il compressore a bassa pressione.

Questa maggiore complessità costruttiva permet-

te di ottenere alcuni vantaggi, quali un più facile avviamento ed un minore consumo di carburante.

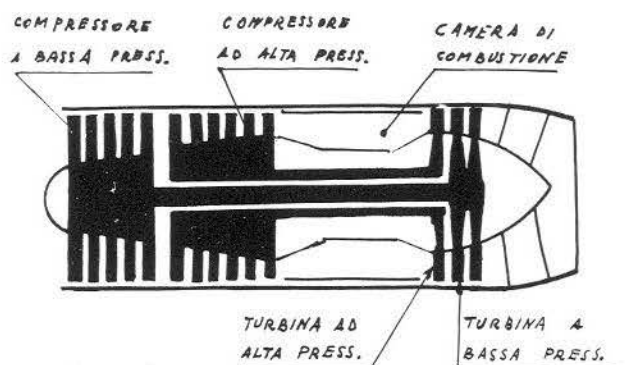


fig. 13

### 3.4 Circuito carburante.

Nel motore alternativo si cambia regime, ossia si varia il numero dei giri e conseguentemente la potenza erogata, variando, mediante una valvola a farfalla, la quantità di aria che attraversa il carburatore. Questa aria determina l'aspirazione di carburante proporzionalmente alla sua quantità, in modo da assicurare una dosatura di miscela quasi costante (agli alti regimi la miscela viene opportunamente arricchita).

Tale sistema di variazione del regime non può essere impiegato sui turbogetti a causa delle grandi masse di aria effluenti, masse notevolmente maggiori di quelle dei motori a scoppio.

Al livello del mare ed a regima max i motori alternativi più potenti aspirano circa un chilogrammo di aria al secondo; nelle stesse condizioni il turbogetto J.79 (montato sul caccia F 104) aspira 77 kg. di aria al secondo; il turbogetto General Electric J.93-GE-3 aspira ben 125 kg. di aria al secondo. Se nei turbogetti si ponesse una valvola parzializzatrice, come viene fatto nel carburatore dei motori a scoppio, si verificherebbero delle notevoli perdite di carico del flusso di aria, con conseguente cospicua riduzione della spinta.

La variazione del regime dei turbogetti è realizzata in modo antitetico a quello dei motori alternativi, nei quali si varia la quantità di aria che attraversa il carburatore; nei turbogetti infatti si varia la quantità di carburante inviato nelle

camere di combustione, e ciò regola automaticamente il flusso d'aria.

La manetta del pilota agisce, nel caso del motore alternativo, sulla valvola a farfalla; invece, nel caso del turbogetto, la manetta agisce su una specie di rubinetto del carburante. La portata d'aria di un turbogetto dipende, a pari velocità dall'aeroplano, dal numero di giri del compressore; questi giri dipendono dall'energia che la turbina fornisce al compressore tramite l'albero di collegamento.

Questa energia è proporzionale alla quantità di carburante inviato nelle camere di combustione. Pertanto, aumentando la quantità di combustibile, si aumenta il numero di giri del compressore e quindi la portata di aria e la spinta.

Se la manetta del pilota comandasse direttamente il rubinetto carburante si verificherebbe che, salendo in quota, nelle camere di combustione entrerebbe un minor peso di aria a causa della diminuzione della sua densità, mentre la quantità di carburante rimarrebbe costante. In tal modo si arricchirebbe la miscela, con aumento della temperatura dei prodotti della combustione e danneggiamento della turbina.

Si applica pertanto una valvola barometrica di regolazione che, automaticamente, riduce il flusso di carburante salendo in quota. In tal modo il numero dei giri della turbina e la temperatura delle camere di combustione rimangono costanti. Il circuito carburante comprende altri organi di regolazione e di sicurezza, quali un limitatore dei giri max ed un regolatore che elimina gli effetti delle smanettate dei piloti.

Il circuito carburante può essere realizzato in due modi diversi. In un tipo il carburante viene inviato nelle camere di combustione tramite una pompa a portata variabile, in funzione della quota e della velocità. Questo tipo di circuito viene impiegato su quasi tutti i turbogetti inglesi; la pompa a portata variabile è la Dowty.

In un altro tipo di circuito, impiegato su molti turbogetti statunitensi, la pompa carburante è a portata costante; un opportuno congengo di by-pass cortocircuita il carburante eccedente alle varie condizioni di volo.

E' opportuno porre in risalto che la temperatura

dei gas letta in cabina è quella presa alla fine del condotto convogliatore, poco prima dell'ugello di scarico, mediante una coppia termoelettrica (ved. la fig. 14 della 3a Parte, particolare 1).

Poiché i prodotti della combustione hanno subito un raffreddamento nell'espansione attraverso la turbina, la loro temperatura è diminuita. Ad esempio nel turbogetto Orpheus, della precedente fig. 14, la temperatura a regime max all'ingresso in turbina è di  $880^{\circ}$ ; nella fase di espansione attraverso la turbina la temperatura dei prodotti della combustione si abbassa di  $155^{\circ}$  e quindi la temperatura max letta dal pilota non può superare  $725^{\circ}$  ( $880^{\circ}-155^{\circ}$ ).

### 3.5 Cuscinetti e circuiti lubrificanti.

I principali carichi che agiscono sui cuscinetti del complesso rotore del reattore sono:

a) Il peso proprio delle parti ruotanti, costituite dal rotore compressore, rotore turbina ed albero di collegamento.

b) Le sollecitazioni centrifughe derivanti dalla squilibratura del complesso rotore, o per imperfetto montaggio oppure per rottura di qualche paletta del rotore turbina o del rotore compressore.

c) I carichi delle forze d'inerzia determinati dalle accelerazioni lineari od angolari che si verificano, nelle manovre acrobatiche, a causa di reazione della coppia giroscopica del rotore compressore-turbina.

d) I carichi dovuti ad incompleta equilibratura delle pressioni longitudinali agenti sul compressore e sulla turbina.

Si nota che le prime tre forze sono radiali, e quindi sopportabili da un normale cuscinetto liscio o da un cuscinetto a sfere; la quarta forza però è assiale e richiede cuscinetti reggispinga assiali, quali quelli a sfere a gola profonda.

Le sollecitazioni alle quali sono sottoposti i cuscinetti dei reattori non sono maggiori di quelle dei cuscinetti dei motori alternativi; però il numero dei giri del reattore è sensibilmente superiore a quello del motore alternativo; inoltre il cuscinetto in prossimità della turbina lavora ad alta temperatura per quanto si cerchi di refrigerarlo opportunamente.

I cuscinetti si dividono in due grandi categorie, cuscinetti lisci e cuscinetti a rotolamento.

Nei cuscinetti lisci le due superfici metalliche di scorrimento risultano separate da una pellicola di olio lubrificante; quindi non si toccano e la resistenza al movimento dipende principalmente dall'attrito interno dell'olio lubrificante.

La pellicola di lubrificante, che resiste ad elevati carichi specifici e dell'ordine di centinaia di chilogrammi per centimetro quadrato, è assicurata dalla viscosità dell'olio e dalla sua aderenza alle superfici metalliche.

Nei cuscinetti a rotolamento i carichi sono trasmessi direttamente da elementi metallici, quali rulli, sfere, rulli a botte. I cuscinetti a rulli e quelli a sfere con piccola gola possono sopportare solamente sollecitazioni radiali; quelli a sfera a gola profonda oppure a rulli a botte possono anche sopportare carichi assiali.

Nei reattori i cuscinetti più usati sono quelli a rotolamento, per quanto esistano anche reattori con cuscinetti lisci. Le cause di questa preferenza sono determinate da fatto che i cuscinetti a rotolamento permettono un miglior centraggio dell'albero e dal fatto che all'avviamento richiedono una coppia sensibilmente minore di quella richiesta dai cuscinetti lisci, nei quali non si è ancora stabilizzata la pellicola di separazione delle superfici rotanti.

Un semplice sistema di controllo del regolare stato di usura dei cuscinetti principali consiste nel cronometrare il tempo che impiega a fermarsi il rotore del reattore, dopo che è stato chiuso il rubinetto alta pressione del carburante. Il confronto di detto tempo con quello caratteristico del tipo di reattore è un indice delle condizioni dei cuscinetti.

Normalmente il numero dei cuscinetti principali di un reattore oscilla da due a quattro, dei quali almeno uno è a gole profonde o a rulli a botte per assorbire la spinta assiale. Il cuscinetto che assorbe detta spinta non è mai l'ultimo, quello cioè in corrispondenza della turbina, e ciò per evitare di farlo lavorare ad alta temperatura ed in condizioni di forzamento per dilatazioni termiche.

La sistemazione del cuscinetto reggispinga assiale

in corrispondenza del compressore, oltre ad evitare gli inconvenienti suddetti, presenta anche il vantaggio che il cuscinetto può essere maggiormente caricato in quanto lavora a temperatura normale.

Nei reattori l'olio ha il solo compito di lubrificazione. Ciò è molto diverso da quanto accade nei motori alternativi, nei quali l'olio, oltre che a lubrificare, ha anche il compito di refrigerante interno del cilindro, assorbendo calore dalla parte posteriore del pistone e dalle pareti del cilindro. Si verifica così che una parte dell'olio, che assicura la refrigerazione e la lubrificazione fra cilindro e pistone, passa nella camera di scoppio e viene bruciato; il consumo d'olio risulta pertanto notevole.

Nel reattore, invece, la maggior parte dell'olio viene a contatto con parti non calde (ingranaggi dei servizi ausiliari, posti generalmente nella carenatura della presa d'aria, cuscinetti anteriori del complesso compressore-turbina, ecc.); solo una piccola quantità d'olio viene in contatto con parti calde (cuscinetti posteriori, generalmente uno, qualche volta due). L'olio arriva in questi cuscinetti in piccola quantità perché ha il solo scopo di lubrificare; per la refrigerazione dei cuscinetti posteriori provvedono getti d'aria prelevata dal compressore.

Dato il modesto riscaldamento che subisce l'olio, non si adoperano radiatori esterni, con notevole semplificazione dell'impianto e con riduzione della resistenza all'avanzamento dell'aeroplano. In alcuni tipi di reattori, quali il Goblin, l'Orpheus, il Viper, il J.65, per evitare il riscaldamento dell'olio a causa di quello di ritorno dal cuscinetto turbina, si invia il lubrificante a questo cuscinetto con una pompa particolare, che dosa esattamente la portata dell'olio; questa piccola quantità di lubrificante si fa poi scaricare nell'atmosfera.

Un sistema usato per refrigerare l'olio del cuscinetto posteriore è quello di inviarlo in un piccolo radiatore, facente parte del turbogetto stesso, ove viene raffreddato dal carburante. Questo sistema è usato nel turbogetto J.47.

Il circuito di lubrificazione fa parte integrante del reattore ed è costituito normalmente da un



serbatoio, da un filtro, da una o più pompe di recupero, da eventuali pompe dosatrici per i cuscinetti posteriori, da una pompa del solito tipo ad ingranaggi.

Secondo le norme statunitensi il serbatoio deve contenere olio in quantità decupla del consumo orario massimo.

L'olio lubrificante usato per i turbogetti deve possedere le migliori qualità degli oli adoperati per i motori alternativi circa la resistenza ai carichi elevati, ossia deve sopportare forti sollecitazioni senza che si rompa la pellicola d'olio che separa le superfici metalliche.

L'olio per reattori, inoltre, deve avere i seguenti requisiti superiori a quelli degli oli per motori alternativi:

- deve avere una elevata temperatura di impiego, sino a  $230^{\circ}$ , per assicurare la lubrificazione dei cuscinetti turbina;
- deve permettere l'avviamento del reattore a bassissime temperature (sino a  $-54^{\circ}$  secondo le norme inglesi);
- non deve essere corrosivo per i metalli;

— non deve formare depositi e deve essere stabile con il variare della temperatura.

Nei motori alternativi le difficoltà dell'avviamento a freddo sono state superate mediante la diluizione dell'olio con la benzina; un analogo sistema però non può essere adoperato, nel caso dei turbogetti, a causa della scarsa volatilità del loro carburante.

Con i normali oli minerali non è possibile soddisfare contemporaneamente bene tutti i requisiti precedentemente accennati, specie per quelli riguardanti la temperatura; l'aggiunta di opportuni additivi permette di migliorare la qualità degli oli.

Laboriosi studi hanno permesso di trovare dei lubrificanti sintetici che soddisfano i precedenti requisiti; in particolare questi oli hanno un punto di infiammabilità di  $230^{\circ}$  contro i  $120^{\circ}$  -  $150^{\circ}$  dei normali oli minerali.

Proseguono studi per usare lubrificanti solidi, quali i siliconi e le grafiti, che presentano il vantaggio notevole di una minore variazione delle viscosità con la temperatura.

## *4 - I turbogetti in Inghilterra durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale*

4.1 Abbiamo visto nel paragrafo 2.1 come il principio della propulsione a reazione fosse già conosciuto da tempo; solo però nel 1929 il cadetto della Royal Air Force Frank Whittle presentò al Ministero dell'Aria un progetto di turbogetto, illustrato in modo perfetto nei suoi principi di funzionamento. Esamineremo nelle pagine seguenti tale progetto parlando del brevetto che lo stesso Whittle prese in seguito.

Senza fare alcune esperienze pratiche o ricerca in merito, il Ministero dell'Aria respinse il progetto perché giudicato irrealizzabile.

Questo è uno dei tanti esempi della faciloneria di Enti responsabili, che già altre volte abbiamo messo in risalto in quanto clamorosi; non abbiamo citato e non riporteremo tanti altri errori perché altrimenti questo testo dovrebbe avere il titolo di «Storia dell'idiozia che ha ostacolato l'evoluzione dell'aeronautica».

4.2 Dopo il rifiuto del Ministero dell'Aria il Whittle tentò di avere sovvenzioni dall'industria privata per la costruzione di un turbogetto; le ditte interpellate ritennero esatto il progetto, ma valutarono che sarebbero occorsi 10 anni per la realizzazione pratica, specie per la mancanza, in quel tempo, di materiali resistenti alle alte temperature. Così anche l'industria privata rifiutò di stanziare fondi per prove e ricerche.

Mentre questa decisione può essere compresa per le esigenze di bilancio delle ditte, quella del Ministero dell'Aria non è giustificabile, perché dovuta soprattutto ad errori di valutazione.

Fra questi il più grave fu quello di ritenere che un aeroplano a reazione avrebbe presentato, rispetto ad un aeroplano convenzionale ad elica, vantaggi solo ad alta quota, mentre a bassa e media quota sarebbe risultato inferiore ad un aereo a elica (ved. appendice E.).

Nel 1930 il Whittle prese il brevetto di un turbogetto consistente in uno o più stadi di compressione, in uno o più stadi di espansione. In una combustione intermedia i cui prodotti della combustione cedono parte dell'energia alla turbina per azionare il compressore ed il resto dell'energia per assicurare la spinta di reazione. Il Whittle nel suo brevetto aveva perfettamente e scientificamente illustrato il turbogetto, sia come funzionamento che come orientamento costruttivo.

Nel 1934 il Whittle fu inviato dalla R.A.F. a studiare all'università di Cambridge, ove proseguì a sviluppare in dettaglio il suo progetto. Nel 1935 riuscì ad ottenere da privati la modesta somma di 20.000 sterline con la quale fondò la ditta Power Jets.

Questa nuova ditta, in collaborazione con la Thomson-Houston, costruì il primo prototipo di turbogetto, progettato dal Whittle solo per funzionare su banco prova; per superare le difficoltà del brevetto segreto si specificò che il turbogetto era progettato per aeroplano postale volante ad alta quota.

Il turbogetto era previsto per la spinta di 1400 libbre; il compressore era centrifugo a doppia faccia; la combustione avveniva in una camera di combustione anulare.

Il Whittle riteneva di raggiungere un rapporto di compressione di 4 con un rendimento del compressore dell'80%. Le prove eseguite nel 1937 diedero un rapporto di compressione di 2,5 ed un rendimento del compressore del 70%; ancora peggiore era il funzionamento della camera di combustione.

Fu iniziata subito la costruzione di un secondo turbogetto che fu provato nel 1938; il compressore risultò migliorato solo di poco. La turbina di questo turbogetto si ruppe dopo 4 ore e mezzo di funzionamento.

Il Whittle eseguì un nuovo progetto, che differiva sensibilmente dal precedente; fra l'altro invece di una camera di combustione anulare ne aveva 10 del 1° tipo della fig. 12.

Le possibilità economiche della Power Jets erano praticamente ultimate ed il Ministero dell'Aria, visti i risultati pratici, si decise a sovven-

zionare la ditta. Il nuovo progetto, specie per le scarse disponibilità economiche, proseguì lentamente e solo nell'aprile del 1939 si poté eseguire una prova al banco di 13 ore alla velocità massima di 13.050 giri al minuto. In giugno il turbogetto raggiunse i 16.000 giri; alla prova erano presenti alti funzionari del Ministero dell'Aria, che furono convinti della possibilità di realizzazione pratica dei turbogetti. Riferirono al Whittle che il Ministero avrebbe ordinato un nuovo esemplare più leggero, per essere provato in volo su un aeroplano appositamente progettato. L'aeroplano era concepito come banco prova volante ad oltre 400 miglia orarie. Come ditta costruttrice dell'aereo fu scelta la Gloster perché le altre erano sovraccariche di lavoro.

Tra il 1939 ed il 1940 il lavoro della Power Jets fu incoraggiato dal Ministero della Produzione Aeronautica, di nuova costituzione.

4-3 Una notevole attenzione e laboriose prove furono dedicate alla combustione che, come visto al par. 3.2, è molto critica; infatti nelle prime due versioni del turbogetto la combustione era risultata difettosa.

La ditta Lucas fu incaricata, con sovvenzioni statali, di specializzarsi nei fenomeni della combustione e nei circuiti carburanti. Questa ditta divenne in seguito la più specializzata nel campo dei circuiti carburanti realizzando, fra l'altro, la famosa pompa a portata variabile che è montata su quasi tutti i turbogetti inglesi (Viper, Orpheus, etc).

4-4 Tra i pochi progetti esistenti presso il Ministero della Produzione Aeronautica, e classificati come progetti per vincere la guerra, era incluso quello dei turbogetti.

Nel settembre del 1939 il Whittle aveva proposto un nuovo progetto più avanzato, il W2, che utilizzava gli insegnamenti forniti dalle prove del W1. Questo turbogetto fu subito ordinato dal Ministero dell'Aria, che intendeva utilizzarlo per un aeroplano da ricognizione e da bombardamento ad alta quota.

La Power Jets disponeva di tecnici di notevole capacità, ma mancava di una attrezzatura di produzione; praticamente la Power Jets era più un centro sperimentale che una normale ditta di

costruzione di motori. La Power Jets si dovette appoggiare alla British Thomson-Houston ed alla Rover, ma nacquero dissapori e scarsa collaborazione, che ritardarono la costruzione del prototipo del W2.

Nel 1940-41 la RAF sentiva il bisogno di disporre di un caccia notturno e di un caccia veloce da alta quota, con cabina pressurizzata; queste caratteristiche sembravano assicurate dal progetto del Gloster.

Il primo aeroplano a reazione inglese, che volò nel 1941, fu il Gloster E28/39 dotato di turbogetto W-1 di spinta 850 lb e peso di 623 lb; vedremo in seguito come un aeroplano a reazione tedesco avesse già volato due anni prima.

Nel 1942 fu prodotta, per le palette della turbina, la lega Nimonic 80 (76% di nichel, 20% di cromo ed altri materiali) che diede risultati notevolmente superiori a quelli delle leghe precedenti.

4-5 Ulteriori dissapori fra le ditte interessate alla costruzione dei turbogetti del Whittle ne ritardarono l'approntamento.

Infine nel 1943 il Ministero della Produzione Aeronautica incaricò la ditta Rolls-Royce alla realizzazione, con ampia autonomia, del turbogetto W2 del Whittle; questa ditta aveva esperienza nel campo della propulsione a reazione perché aveva precedentemente lavorato su una turboelica a compressore assiale del dott. Griffith. Le notizie pervenute dallo spionaggio in Germania circa la propulsione a getto tedesca spingevano ancora maggiormente gli inglesi ad accelerare i tempi, per non trovarsi indifesi.

Contrariamente alla via seguita negli anni precedenti, si collegarono gli studi e le ricerche della propulsione a reazione con quelle dell'aerodinamica e si incominciò a studiare il volo supersonico.

Dal 1943 al 1944 il lavoro sui turbogetti fu principalmente accentrato sul progetto W2, ed eseguito dalla Power Jets e dalla Rolls-Royce.

La potenza industriale e l'eccezionale capacità tecnica di questa ditta, che aveva sostituito la Rover, riuscì a trasformare il W2B/23 da un congegno sperimentale in un motore praticamente funzionante e montabile su di un aeroplano.

La prova basilare della Roll-Royce era quella delle 100 ore al banco. Il motore iniziava a funzionare ad un certo regime e progressivamente si aumentavano i giri; quando un pezzo si rompeva o funzionava male, si esaminava e se ne determinavano le cause; se ne costruiva un nuovo modificato e si proseguiva la prova fino a rottura o danneggiamento di altro pezzo, che si ricostruiva modificato, e così di seguito sino ad ultimare la prova delle 100 ore.

Il reattore W2/B/23 era progettato bene e forniva una buona base di partenza, anche se presentò l'inconveniente dello stallo al compressore e fastidi per le palette della turbina. Oltre la sua esperienza la Rolls-Royce utilizzò anche i tecnici della Power Jets; in seguito fu incaricata, con completa responsabilità, della realizzazione di un nuovo turbogetto, il W2B/37, che dopo venne chiamato Derwent I. Questo turbogetto utilizzava, come base, un turbogetto che, costruito nel 1942 dalla Power Jets, era più robusto, più potente e di maggior rendimento del precedente W2B/23.

Il turbogetto Derwent I era il primo di una serie dei turbogetti Whittle W2, realizzato dalla Rolls-Royce con l'aiuto della Power Jets; questa ditta aveva realizzato anche un altro turbogetto più potente e dal quale la Rolls-Royce derivò più tardi il grande turbogetto Nene. Furono costruiti anche gli aerei per provare i turbogetti: il Meteor I per il turbogetto W2B/23 ed il Meteor III per il turbogetto W2B/37.

4-6 Oltre la Rolls-Royce altre ditte lavoravano sui turbogetti. La De Havilland aveva in lavoro un turbogetto del tipo Whittle H1, che fu provato in volo nel 1943, ma che richiedeva ancora molto lavoro di messa a punto.

La Metropolitan Vickers progettò un turbogetto con compressore assiale; questa ditta, avendo poca esperienza in merito ai turbogetti, adottò la soluzione del compressore assiale che attirava molte simpatie, specie per il minore ingombro frontale rispetto al compressore centrifugo. Ma nel 1944 soltanto i turbogetti della Rolls-Royce e della De Havilland aveva raggiunto un grado di funzionamento tale da avere richieste da parte

del Ministero dell'Aria e del Ministero della Produzione Aeronautica.

Nel 1943, per le notizie pervenute dallo spionaggio operante in Germania, il Ministero si rese conto della necessità di disporre di un intercettore veloce, con piccola autonomia; fu dato così la commessa per 120 Meteor I con turbogetto W1, commessa che poi fu portata a 300 aerei, per montare anche il turbogetto H1 della de Havilland (Meteor II).

Il Ministero della Produzione Aeronautica prese in questo periodo la decisione di incrementare al massimo i lavori sulla propulsione a reazione.

Questo Ministero compilò nel 1943 un dettagliato studio circa le future caratteristiche dei turbogetti, specie in merito alla dimensione ed alla spinta. Nella prima parte dello studio vennero indagate le caratteristiche di un turbogetto da montare su un caccia intercettore a breve autonomia e di un turbogetto da montare su un bombardiere veloce a media autonomia. Nella seconda parte dello studio veniva fatto un esame critico delle realizzazioni sino allora fatte dai progettisti. Nello studio erano puntualizzati gli aspetti meno favorevoli dei turbogetti rispetto ai motori alternativi.

Nel caso del caccia intercettore lo studio riteneva migliore la soluzione monoreattore; per raggiungere una buona velocità ascensionale era necessario disporre di un turbogetto di oltre 1.800 kg. di spinta, mentre per avere una buona velocità max occorreva un turbogetto da 1.300 kg. di spinta.

Le indicazioni erano meno precise in merito al bombardiere, in quanto per questo tipo di aereo le caratteristiche operative sono più numerose. Considerando di voler costruire un bombardiere tipo Lancaster, lo studio concludeva che 4 turbogetti a doppio flusso, a ventole intubate, da 3.020 kg. di spinta, avrebbero assicurato una

velocità superiore a quella del Lancaster munito degli ultimi tipi di motori Merlin.

Rispetto al bombardiere con motori alternativi quello a reazione avrebbe avuto un'autonomia maggiore se era molto pesante, ed un'autonomia minore se poco pesante.

Per le sue ampie specificazioni e per l'indirizzo fornito ai progettisti, anche in merito ai problemi di ricerca e di sviluppo, questo studio del Ministero della Produzione Aeronautica rappresentava una pietra miliare nel campo della propulsione a reazione. Lo studio collegava inoltre il progetto dei reattori al progetto delle strutture dell'aeroplano, per tener conto della compressibilità dell'aria.

Nel 1944 entrò in produzione di serie il turbogetto W2B/23, con spinta di 900 kg. Sul caccia Gloster Meteor furono montati due di questi turbogetti.

I velivoli Gloster Meteor erano poco numerosi; furono impiegati solo sul territorio nazionale per la difesa dalle bombe volanti V1.

La ragione della scarsità dei Meteor era principalmente dovuta al fatto che la ditta costruttrice doveva provvedere alla produzione dei caccia di scorta a grande autonomia Tempest, che erano necessari per la progettata invasione in Europa; ciò aveva precedenza assoluta.

Poco dopo però, verso la fine del 1944, gli indirizzi dei piani d'operazione militari cambiarono a causa della guerra col Giappone. Per questo teatro di guerra era richiesto un caccia a reazione da imbarcare sulle portaerei.

Le produzioni del Meteor III, con il turbogetto W2B37, e del Vampire iniziarono alla fine del 1944. Al principio del 1945 una direttiva del Ministero della Produzione Aerea stabiliva che il lavoro sui turbogetti doveva avere precedenza assoluta sugli altri. La fig.14 illustra dettagliatamente il turbogetto Goblin, che fu montato sul caccia Vampire.



## 5 - I turbogetti in Germania durante la 2ª Guerra Mondiale

5.1 Lo studente dell'Università di Goettingen, Pabst von Ohain, nel 1935 prese il brevetto di un turbogetto; le numerose differenze esistenti fra questo ed il brevetto del Whittle, preso in segreto 5 anni prima, mostrano chiaramente come von Ohain non avesse avuta nessuna notizia del lavoro precedente. Il suo turbogetto prevedeva un compressore centrifugo.

Un professore dello studente von Ohain parlò con il costruttore di aerei Heinkel e lo convinse ad interessarsi del progetto ed a comprarne il brevetto. Heinkel aveva una ampia visione del volo ad alta velocità e precedentemente si era anche interessato della propulsione a razzo.

Molti ingegneri, collaboratori di Heinkel, avevano dubbi sulla possibilità della costruzione pratica di un turbogetto, cosicché la prima realizzazione fu prevista solo per prove al banco in modo da controllare la esattezza dei principi. Per semplificare il lavoro e guadagnare tempo si fecero alcune semplificazioni, come l'uso di una miscela gassosa con idrogeno per evitare le difficoltà degli iniettori.

Con l'aiuto di pochi collaboratori, von Ohain realizzò in un anno un prototipo che sviluppò la spinta di 250 kg. I dubbi furono quindi rimossi e si incominciò subito la realizzazione di un turbogetto da montare su un aeroplano, che la Heinkel stessa iniziò a costruire nel 1938.

Il turbogetto era previsto per la spinta di 800-900 kg.

Il von Ohain prevede le difficoltà della combustione di grandi quantità di carburante e cercò di interessare i costruttori di iniettori per impianti civili a nafta, senza però alcun successo. Nessuno di questi ritenne possibile risolvere le esigenze di impiego esposte dal von Ohain e quindi il problema della combustione dovette essere affrontato dagli stessi tecnici della Heinkel. Abbiamo già visto come questa difficoltà fosse nata anche in Inghilterra.

Il primo turbogetto, che fu provato nel 1938, diede una spinta sensibilmente inferiore a quella prevista, specie per il cattivo funzionamento della combustione.

Il turbogetto fu ridisegnato, cambiando tra l'altro il raccordo fra camere di combustione ed ingresso turbina. Questo nuovo turbogetto, il He S-2b che iniziò le prove nel 1939, pesava 360 kg e sviluppava la spinta di 500 kg. A punto fisso il consumo specifico era di 1,6 kg per kg di spinta all'ora; questo consumo specifico è alto. L'Orpheus e turbogetti similari hanno consumi specifici a punto fisso dell'ordine di 1 kg. ed i più recenti hanno consumi specifici ancora inferiori. (ved. nella 3ª parte il capitolo 9).

Sino al 1938 la ditta Heinkel aveva tenuto segreto i lavori ed aveva sostenute tutte le spese di sviluppo sia per il turbogetto che per l'aereo.

5.2 Quasi contemporaneamente la ditta Junkers incominciò ad interessarsi della propulsione a reazione, specie ad opera dell'ing. Herbert Wagner.

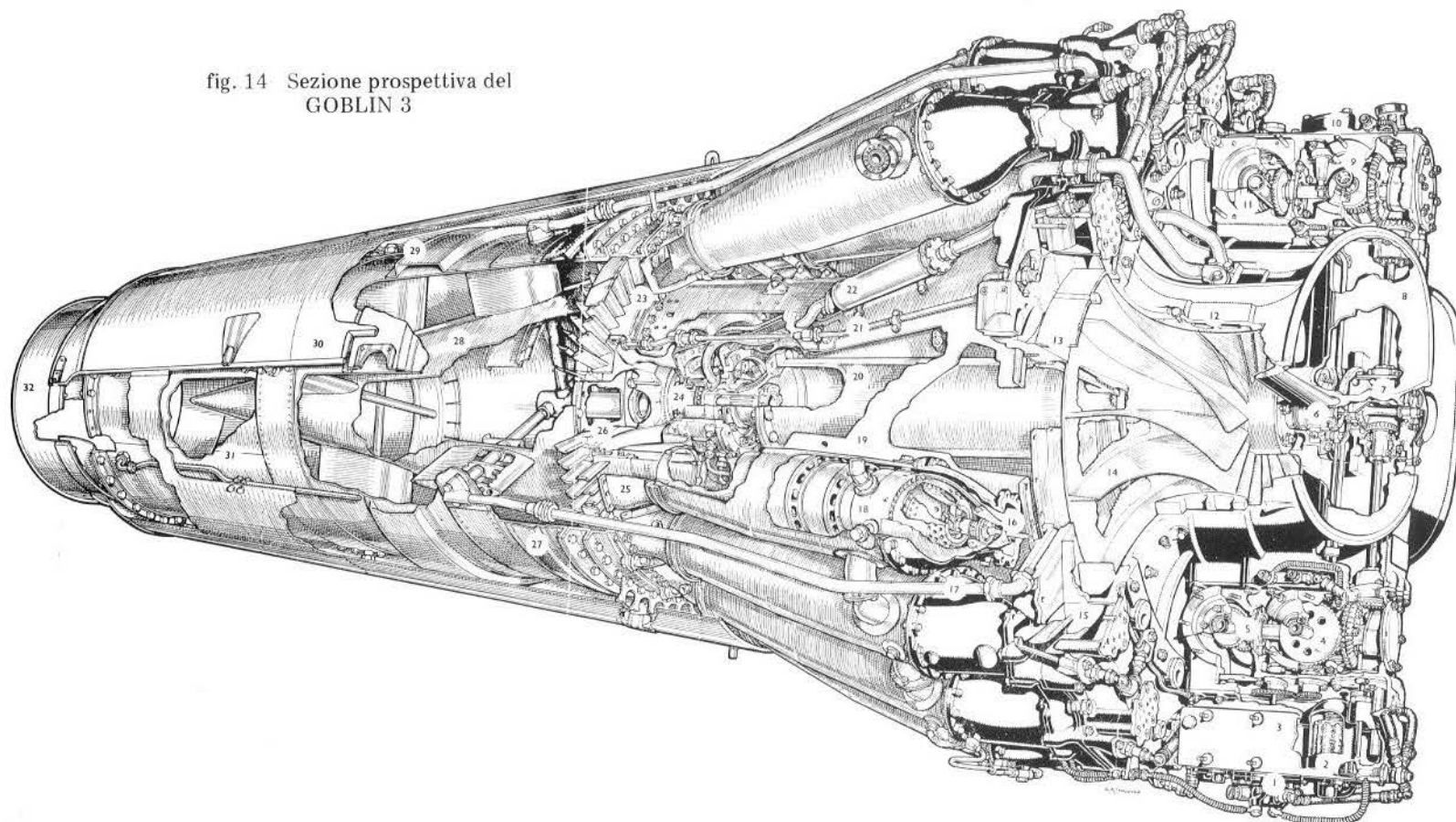
Il primo turbogetto era dotato di un compressore assiale e di una turbina a doppio stadio; la sezione trasversale di ingombro era piccola, in considerazione del compressore assiale, e quindi avrebbe potuto montarsi veramente bene sugli aeroplani. Con i 5 stadi del compressore si raggiungeva un rapporto di compressione di 3. Tutte queste ricerche furono eseguite al banco con i fondi della Junkers e tenute segrete fino al 1938, cioè fin quando si seppe che il Ministero dell'Aria era interessato ai turbogetti.

Senza alcun finanziamento statale il lavoro continuò per un altro anno, fino al 1939, anche se non furono eseguite prove di volo.

5.3 L'ingegnere Helmut Schelp, che studiava le alte velocità, ritenne che i fenomeni sonici avrebbero limitato la velocità degli aeroplani a Mach 0,82 (1050 km/h).

Fissato questo limite di velocità, vennero di conseguenza studiati i mezzi per raggiungerla. Ma già a 700 km/h il rendimento dell'elica si abbassa perché l'estremità delle pale raggiungono la velocità del suono; il motore a scoppio avrebbe dovuto fornire potenze elevatissime. Un motore di tal genere, anche se costruibile,

fig. 14 Sezione prospettiva del  
GOBLIN 3



- 1 Pompe taranti per lubrificazione
- 2 Filtro olio in pressione
- 3 Pozzetto olio
- 4 Comando pompa idraulica
- 5 Comando pompa combustibile
- 6 Cuscinetto anteriore
- 7 Scatola ingranaggi comandi accessori
- 8 Ingresso aria
- 9 Comando depressore
- 10 Flangia per montaggio del generat. contagiri
- 11 Comando generatore
- 12 Condotto anulare aria di raffredd. del cusc. post.
- 13 Condotti del diffusore
- 14 Ventola del compressore
- 15 Palette deflettrici del diffusore
- 16 Polverizzatore
- 17 Tubaz. aria di raffredd. della faccia post. del disco turbina

- 18 Camera di combustione e focolare
- 19 Struttura centrale
- 20 Albero principale
- 21 Tubaz. aria di raffredd. anello interno del distributore turbina
- 22 Filtro aria di raffredd. del cuscinetto posteriore
- 23 Palette del distributore turbina
- 24 Cuscinetto posteriore
- 25 Raccordo collettore ingresso turbina
- 26 Disco della turbina
- 27 Condotto anteriore per riscaldamento aria
- 28 Cono interno
- 29 Condotto posteriore per riscaldamento aria
- 30 Parafiamma
- 31 Cono esterno
- 32 Complesso ugello di scarico

Dati caratteristici generali

avrebbe pesato quanto l'aeroplano completo. Scelp conosceva i lavori teorici effettuati nei decenni precedenti sulla propulsione a reazione e si rese conto che la soluzione al problema delle alte velocità poteva essere fornita soltanto da un turbogetto. Nel 1937 Schelp venne chiamato a far parte della Divisione Ricerche del Ministero dell'Aria, ma si trovò nella impossibilità di far stanziare fondi per ricerche sulle turbine a gas, mentre notevoli sovvenzioni statali erano devolute ai razzi ed ai pulso-getti.

Nel 1938 Hans Manch, divenuto capo della Divisione Sviluppo presso il Ministero, venne a conoscenza del lavoro sui turbogetti eseguiti presso la Heinkel e presso la Junkers.

Quando nel 1938 Manch e Schelp si incontrarono e discussero l'argomento della propulsione a reazione, i relativi problemi ebbero un approfondimento notevole per le particolari conoscenze tecniche di ognuno dei due.

Manch invitò Scelp ad abbandonare l'incarico ed a passare alla Divisione Sviluppo come suo assistente; Schelp accettò perché si rendeva conto che, nel posto che allora occupava, non avrebbe potuto svolgere un'opera fattiva.

Nello stesso anno Schelp conobbe i risultati veramente ottimi ottenuti presso lo Stabilimento di Ricerche Aerodinamiche di Goettingen in merito ai compressori assiali.

Grandi studiosi, che da tempo eseguivano ricerche su palette lavoranti ad alta velocità ed in gruppo numeroso, affermarono che era possibile costruire compressori assiali con rendimento maggiore del 70% e con rapporto di compressione oltre il valore di tre.

Confrontando questi valori con quelli del compressore centrifugo meglio realizzato in quel momento, (che aveva il rendimento del 70% con rapporto di compressione 2), appariva evidente la possibilità della realizzazione pratica di un turbogetto.

5-4 Verso la fine del 1938 Manch e Scelp ritennero che la tecnica aveva raggiunto un livello tale da permettere la realizzazione di un turbogetto; questo doveva essere prodotto presso ditte costruttrici di motori a scoppio e non presso ditte costruttrici di aeroplani.

Furono interpellate 4 ditte motoristiche: BMW, Bramo, Junkers motori, Daimler-Benz. Queste ditte avevano però dubbi sulla possibilità pratica di realizzazione di un turbogetto. Punti oscuri erano principalmente le palette della turbina, lavoranti ad alta temperatura, i rendimenti del compressore e della turbina, la combustione di grandi quantità di carburante a regimi diversi. Gli studi della BMW, sotto la direzione di Kurt Loehner, si indirizzarono alla realizzazione di un prototipo, costruito con tecniche conosciute, per studiare il comportamento del turbogetto ed acquisire esperienza pratica di questo nuovo mezzo propulsivo. Fu così realizzato un turbogetto con compressore centrifugo a doppio stadio e turbina ad uno stadio, con palette cave. Il flusso d'aria, che passava dentro queste palette, ne abbassava la temperatura in modo da poter resistere ai prodotti della combustione.

La ditta Bramo, che aveva accettato di lavorare sui turbogetti perché aveva perso gli ordinativi di costruzione dei motori a scoppio per aeroplani, disegnò un buon compressore assiale; in occasione della prevista fusione con la BMW modificò questo compressore, in modo da poterlo collegare con la turbina progettata dalla BMW.

5.5 All'inizio gli studi, ricerche, realizzazioni tedesche nella propulsione a reazione furono merito dell'industria privata; nel 1938 era in approntamento l'aeroplano a reazione Heinkel He 178, che, con un turbogetto del von Ohain, avrebbe eseguito l'anno dopo il primo volo a reazione nel mondo.

Verso l'autunno del 1938, quando Manche e Schelp stavano realizzando il programma statale per lo sviluppo dei turbogetti, l'ingegnere Antz, dello stesso Ministero dell'Aria, pensò di estendere il programma delle alte velocità anche agli aerei. Incontrò delle difficoltà, ma riuscì ad interessare la Messerschmitt a costruire un aereo bireattore. Fu scartata la soluzione di impiego di turbogetti con compressore centrifugo, a causa del grande ingombro frontale. Anche il maggiore rendimento del compressore assiale orientava verso tale soluzione.

Nel 1938 pervenne così alla Messerschmitt l'ordinativo statale di un caccia bireattore che doveva volare alla velocità di 900 km/h ed avere l'autonomia di un'ora.

Il turbogetto, lo Jumo 004, non era ancora progettato ed alla ditta Messerschmitt venivano forniti i dati previsti del peso, dell'ingombro e della spinta. Questa era di 680 kg., che, alla velocità di 900 km/h e con un rendimento dell'elica di 0,75, corrispondeva alla potenza di un motore a scoppio di 3.000 cav.

Questo turbogetto fu ordinato poi alla Junkers; poiché non erano disponibili informazioni ed esperienze avanzate sui turbogetti e poiché il fattore tempo era fondamentale per le sorti della guerra, questo turbogetto doveva essere progettato sulla base delle conoscenze disponibili. Non si doveva cioè costruire un turbogetto la cui messa a punto avesse potuto provocare ritardi, bensì un turbogetto da potersi montare ed impiegare immediatamente sugli aerei previsti, già in costruzione.

5.6 Come riportato al par. 5.5, nell'agosto 1939 l'aeroplano He 178, con un turbogetto He S-3 b, eseguì il primo volo a reazione nel mondo.

Il turbogetto, che aveva la spinta di 500 kg. ed un peso di 360 kg., fu modificato per dare una spinta di 590 kg. con un peso di 420 kg.

La velocità dell'aereo era modesta, specie per il grande ingombro frontale del turbogetto a causa del compressore centrifugo.

Heinkel, a seguito delle difficoltà presentata dalla grande presa d'aria e dal lungo tubo di raccordo fra turbina ed ugello di scarico, decise di sospendere i lavori del He 178 e di passare ad un aeroplano bireattore, con compressore assiale. Incontrò, però, notevoli difficoltà per realizzare il nuovo turbogetto.

Ciò era dovuto in gran parte alla scarsità del personale tecnico qualificato. Uno sconsiderato invio di ingegneri e tecnici al fronte aveva depauperato il potenziale scientifico delle ditte aeronautiche, già in difficoltà con la produzione normale.

Verso la fine del 1939 ben 5 ditte tedesche lavoravano sui turbogetti. La Junkers motori

lavorava sullo Jumo 004 a compressore assiale; la Bramo su un turbogetto più spinto, con compressore assiale; la Heinkel lavorava su un turbogetto disegnato da von Onain con compressore centrifugo più piccolo di quello del He S-3 precedente, in modo da poterlo montare sull'ala, la Daimler-Benz lavorava ad un turbogetto a ventola intubata; la BMW lavorava sul turbogetto BMW 109-003.

5.7 Questo turbogetto BMW 109-003 aveva il compressore assiale; precedenti esperienze sulla combustione avevano permesso di raggiungere risultati discreti mediante l'uso di una camera anulare. Il Ministero ordinò 10 esemplari del BMW 109-003. Le prime esperienze sulle palette cave costrinsero ad abbassare a 750° la temperatura di ingresso in turbina; per tale ragione le prime versioni del turbogetto, provate nel 1940, sviluppavano la spinta di solo 260 kg.

Anche la combustione risultò difettosa, dando un basso rendimento; inoltre il flusso attraverso le palette della turbina era irregolare con differenze di 370° fra punti diversi nella stessa sezione.

Ciò determinava sollecitazioni termiche non sopportabili dalle palette e costrinse ad abbassare la temperatura in funzione della temperatura max.

Si incominciò pertanto a progettare un nuovo turbogetto, interessando la ditta Brown-Boveri, specializzata in impianti fissi, alla realizzazione dei bruciatori; questo turbogetto aveva una portata d'aria superiore del 30% di quello precedente. Il lavoro proseguì lentamente e nel 1942 fu provato il prototipo che sviluppò la spinta di 550 kg. Presentava alcuni inconvenienti, quali la combustione irregolare e le vibrazioni del compressore; nel 1943 il lavoro di messa a punto migliorò la combustione (elevandone il rendimento dal 70 al 90%) e rese possibile una più uniforme distribuzione delle temperature all'ingresso della turbina.

Il turbogetto raggiunse così la spinta di 800 kg ed il consumo specifico a punto fisso si abbassò a 1,4 kg per kg di spinta all'ora.

Il turbogetto fu provato in volo nell'ottobre 1943 sull'aereo Ju 88 adattato all'uopo.



In questo periodo il Ministero dell'Aria decise di far entrare in produzione gli aeroplani a reazione.

Per quanto lo Jumo 004 (ved. par. seguente) disponesse di una spinta maggiore del BMW 003 (900 kg contro 800 kg) e fosse in più avanzata fase di costruzione, il Ministero dell'Aria ordinò egualmente di proseguire i lavori del BMW 003. Le ragioni erano il minore ingombro frontale di questo turbogetto, la sua manutenzione meno onerosa di quella dello Jumo 004, e l'impegno della ditta BMW a ridurre la percentuale di nichel impiegato per la costruzione delle palette della turbina.

Le palette cave, che erano costruite saldando insieme due pezzi di metallo, presentavano scarsa durata; furono apportati miglioramenti continui sino a trovare un nuovo sistema di costruzione che, dopo opportuna rollatura, richiedeva la saldatura solamente sul bordo di uscita.

Il BMW 003 fu montato sull'He 162 e 4 erano previsti per il bombardiere Arado 234 C.

5.8 Abbiamo visto come nel 1939 la Junkers avesse ricevuto l'ordinativo di un turbogetto da parte del Ministero. Il criterio principale di impostazione del progetto fu quello di sacrificare qualcosa delle prestazioni pur di raggiungere dei risultati rapidi e sicuri. Ciò è evidenziato dal confronto fra i valori dei rapporti peso-spinta e diametro-spinta del turbogetto da progettare, lo 004, e quelli, migliori, del turbogetto precedentemente costruito.

I risultati pratici confermarono la validità di detta impostazione poiché lo Jumo 004 fu l'unico turbogetto tedesco impiegato in gran serie prima della fine della guerra.

L'unica specifica posta dal Ministero alla Ditta fu la spinta di 600 kg. a 900 km/h al livello del mare, corrispondente alla spinta statica di circa 680 kg. Il turbogetto aveva 8 stadi di compressione, con rapporto di compressione 3,2, 6 camere di combustione, turbina ad uno stadio, ugello di scarico a sezione variabile, e quindi possibilità di montare un post-bruciatore (fig.14).

Le palette della turbina dello 004 e dello 004 B-1 erano piene, realizzate mediante forgiatura;

i tecnici della Junkers avevano già esperienza di palette cave e la soluzione della palette piene fu presa solamente per abbreviare al massimo il tempo di costruzione del turbogetto prototipo. Però, parallelamente alla costruzione ed alla utilizzazione delle palette piene, si procedeva alacremente a prove e ricerche per la costruzione di palette cave.

Nel turbogetto Jumo 004 era previsto l'impiego di carburante del tipo utilizzato per motori Diesel. In tal modo si ottenevano due vantaggi: serbatoi meno ingombranti ed utilizzazione di un carburante il cui costo è inferiore a quello della benzina. In quell'epoca non si prevedeva ancora una riduzione delle scorte di benzina.

Un modello dello Jumo 004 fu costruito nel 1939 in scala ridotta per sperimentare i singoli componenti del turbogetto.

Le prove mostrarono che il modello poteva servire per studiare i problemi aerodinamici ma non per ottenere elementi indicativi utili in merito alla combustione ed ai fenomeni vibratorii.

Nel 1940 si provò un turbogetto 004 in dimensioni normali; lo statore del compressore vibrava sensibilmente ed occorsero molti mesi sia per eliminare tale inconveniente sia per la messa a punto di tutto il turbogetto.

Questo sviluppava la spinta di 840 kg con un peso di 850 kg.; si raggiungeva così la spinta di 1 kg per kg di peso. A confronto l'Orpheus, sviluppando la spinta di 6 kg per kg di peso, pesa un sesto dello Jumo 004 a parità di spinta. Si comprende quindi quale sia stato il progresso scientifico e tecnico dei turbogetti negli anni seguenti.

Si passò poi alla costruzione della versione finale 004B, che fu pronta all'inizio del 1943.

Le differenze più sostanziali fra questa versione ed il prototipo consistevano in una più rapida costruzione delle sue parti e in una riduzione di circa la metà del materiale strategico impiegato (specie nichel). Fu poi migliorato il compressore e furono eliminate le vibrazioni delle palette della turbina. Il turbogetto aumentò la spinta a 900 kg. ed il peso fu ridotto a 750 kg. Si raggiunse così la spinta di  $\frac{900}{750} = 1,2$  kg

per kg di peso. Si passò in seguito alla serie 004 B4 nella quale furono sostituite le palette piene della turbina con palette cave; ciò permise temperature maggiori nelle camere di combustione e quindi maggiore spinta.

Nella serie 004D una modifica alle camere di combustione aumentò la spinta a 1.050 kg.

Conseguentemente all'errore, già citato, di inviare al fronte ingegneri e tecnici, si ebbe sempre più una minore disponibilità di personale altamente qualificato nell'industria aeronautica e, in special modo, in quella specializzata per i turbogetti. La realizzazione di questi nuovi mezzi di propulsione richiedeva lunghissimi tempi per studi e ricerche; né era pensabile distogliere personale, già scarso, dalla normale produzione aeronautica.

Il ministro Herman Goering, nel 1942, per fare una buona impressione ad Hitler, cercava di potenziare al massimo la produzione dei normali aeroplani a scapito dello sviluppo della propulsione a reazione. La comunicazione di un aumento di produzione di aerei produceva un effetto psicologico notevolmente migliore di una notizia dell'aumento del rendimento del compressore di un turbogetto.

5.9 Nel giugno 1939 la ditta Messerschmitt aveva ultimato il progetto del bireattore Me 262, ordinato l'anno precedente dal Ministero dell'Aria (ved. par. 5-5); la ditta ebbe poi l'ordine di costruirne 3 prototipi, che furono pronti nell'aprile 1941. Nel frattempo, a causa delle previsioni fatte da alcuni Capi militari sullo sviluppo della guerra, si era attenuato l'interesse per la propulsione a reazione.

Il gen. Ernst Udet considerava inutili i caccia a reazione, ritenendo che la Germania avrebbe vinto la guerra in corso con gli aerei convenzionali, prima che quelli a reazione potessero entrare in linea.

Questo punto di vista era condiviso dal maresciallo dell'Aria Milch, che addirittura cercò di sospendere i lavori sulla propulsione a reazione. Nonostante queste difficoltà i progettisti della Messerschmitt proseguirono i lavori per la realizzazione dell'aeroplano Me 262 e, per provarne le caratteristiche di volo, lo modificarono in

modo da potervi montare un motore a scoppio in luogo del turbogetto ancora in fase di realizzazione. I primi turbogetti furono consegnati alla ditta nel novembre del 1941; erano i BMW 109-003 con spinta di 450 kg. Durante il decollo di prova dell'aereo nel quale era stato montato si ruppero le palette della turbina. Come riportato al par. 5-7, il flusso attraverso le palette della turbina di detto turbogetto era molto irregolare, con differenze di ben 370° fra punti caldi e punti freddi; ciò determinava temperature e sollecitazioni eccessive.

Solo verso la metà dell'anno seguente pervennero alla Messerschmitt i turbogetti Jumo 109-004, che sviluppavano una spinta di 840 kg. Furono montati sul secondo, prototipo del Me 262, che volò nel luglio 1942. Gli entusiasmi per un simile volo influenzarono positivamente il Ministero dell'Aria tedesco, ma dopo un incidente aereo, che costò la vita al collaudatore, gli entusiasmi si raffreddarono e non si diede molta priorità alla propulsione a reazione.

La Messerschmitt si trovò così nell'impossibilità di stabilire un preciso programma di ricerche e di sviluppo e quindi un programma di produzione.

Nonostante queste difficoltà la ditta approntò il terzo prototipo del Me 262, che volò nell'ottobre del 1942; il Ministero dell'Aria, dopo aver assistito alle prove di volo, ordinò 30 esemplari di Me 262; nel dicembre dello stesso anno fu richiesta la produzione mensile di 20 aerei.

I dirigenti della ditta cercarono di convincere il Ministero dell'Aria in merito alla grande potenzialità bellica dell'aereo a reazione e dell'opportunità di aumentare sensibilmente la linea di produzione, ma tutto fu inutile.

Nel marzo 1943 il gen. Galland provò personalmente in volo un Me 262; comprese che questo caccia era di impareggiabile potenziale bellico e che permetteva impieghi tattici veramente nuovi. Inviò al maresciallo Milch una entusiastica relazione, nella quale sosteneva che il Me 262 avrebbe capovolta la situazione aerea del momento, dominata dagli anglo-americani. Nel

rapporto Galland richiedeva una immediata produzione di massa dei Me 262, affermando che uno di questi caccia valeva tre caccia convenzionali.

L'azione del gen. Galland ebbe un certo effetto cosicché il maresciallo Goering illustrò con entusiasmo ad Hitler le prestazioni del nuovo caccia. Ma Hitler non condivise le idee di Galland e di Goering e vietò di passare ad una produzione di massa dei Me 262, lasciandone inalterata la produzione.

Durante una riunione tenuta nell'estate del 1944, riguardante la produzione aerea, Hitler ordinò di modificare il Me 262 in cacciabombardiere, per trasportare una bomba da 500 kg. sull'Inghilterra. Praticamente si trattava di un nuovo progetto e le disponibilità tecniche del momento rendevano impossibile tale soluzione. Il peso a pieno carico del Me 262 era di 6.500 kg. e sarebbe aumentato notevolmente sia per il peso della bomba che per i maggiori pesi relativi all'irrobustimento della struttura del velivolo ed alla maggiore quantità di carburante occorrente per assicurare l'autonomia per bombardare l'Inghilterra.

Il peso di carburante era troppo elevato, anche a causa del grande consumo specifico dello Jumo 004 (ved. par. 6-2).

Considerando che il Me 262 aveva già il carico alare di 300 kg per metroquadro, si comprende l'impossibilità pratica di realizzare il caccia-bombardiere voluto da Hitler.

Infatti, nonostante i tentativi ed i lavori eseguiti, non si ottenne alcun risultato; Hitler fu costretto a ritornare all'utilizzazione del Me 262 come caccia.

Si erano così persi 10 mesi di produzione per l'errore di un Capo, che, non potendo avere una preparazione scientifica in merito, avrebbe dovuto ascoltare e seguire i consigli dei collaboratori tecnici.

L'accenno già fatto al par. 4-1 sulla nefasta influenza degli errori dei Capi e sulla facilità di questi ultimi sulle decisioni di grande importanza, serve, tra l'altro, a comprendere alcuni avvenimenti bellici che, altrimenti, risulterebbero inspiegabili.

Quando finalmente i caccia Me 262 entrarono in linea, si dimostrarono tanto formidabili rispetto agli aerei alleati che questi ultimi si salvarono solo per l'esiguo numero dei Me 262 in linea di combattimento.

Prima della fine della guerra furono costruiti circa 5.000 Jumo 004, montati principalmente sui caccia bireattori Me 262, dei quali ne furono costruiti 1.400.

Altri Jumo 004 furono impiegati sui caccia bombardieri Arado 234 B, che stavano per entrare in linea alla fine della guerra.

5-10 Gli studi e le ricerche sui materiali resistenti alle alte temperature erano eseguiti presso la DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt). Nel 1936 era disponibile la lega P-193, un acciaio al nichel-cromo. Le ricerche svolte dalla Krupp portarono ad un miglioramento di questa lega; il nuovo prodotto, chiamato Trinidur, conteneva il 50% di ferro e solo il resto di altri materiali cosiddetti «strategici».

Il Nimonic 80 inglese era costituito da nichel e cromo, senza ferro, e poteva lavorare rispetto al Trinidur ad una temperatura superiore di 100 gradi. Fu anche provato che se nel Trinidur la percentuale di nichel veniva aumentata dal 30% al 60%, le caratteristiche di questo prodotto miglioravano notevolmente; ma una maggiore quantità di nichel non era disponibile.

In Germania anche il cobalto non era disponibile per produrre leghe perché tutto quello esistente occorreva per la fabbricazione degli utensili da lavoro. Nel 1943 ci si orientò alla costruzione delle palette cave per poterle raffreddare internamente con un getto di aria. La Junkers tentò di fabbricare queste palette saldando il bordo di uscita di una lamiera di Trinidur, ma la saldatura su questo materiale risultò di difficile realizzazione.

Il problema delle palette cave fu risolto dalla Ditta Prym, specialista in trafilatura, con l'ulteriore vantaggio della rapidità di costruzione.

Verso la fine della guerra le disponibilità di nichel erano scarsissime e si pensò di ridurre la percentuale esistente nel Trinidur. Fu così realizzata la lega Cromadur con circa il 12% di cromo in luogo del nichel.

## 6 - Confronto fra il Welland e lo Jumo 004

6.1 Alla fine della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale sia l'Inghilterra che la Germania erano le uniche nazioni che avessero in linea aerei a reazione, un solo tipo per ognuna. L'Inghilterra disponeva del Meteor I con turbogetto Rolls-Royce Welland e la Germania impiegava il Messerschmitt Me 262 che montava lo Jumo 004 B.

Anche per le polemiche nate dopo la guerra circa la superiorità di uno dei due turbogetti sull'altro è opportuno fare un confronto dei vari parametri caratteristici.

Il Me 262 aveva una velocità di 520 miglia orarie al livello del mare e 540 miglia orarie a 26.000 piedi.

Risultava quindi più veloce del Meteor I di circa 100 miglia orarie.

Per quanto il Whittle avesse brevettato 5 anni prima del von Ohain il turbogetto, la realizzazione pratica di questi propulsori era iniziata quasi contemporaneamente in Inghilterra ed in Germania, nel 1935 ÷ 1936, a causa delle citate difficoltà del Whittle a trovare dei finanziamenti.

Poi, nel 1939, a seguito dello scoppio della Guerra, si ebbe quasi contemporaneamente in

Inghilterra ed in Germania un potenziamento delle strutture industriali per la costruzione dei turbogetti.

6.2 La tabella seguente permette un confronto fra i due turbogetti Welland e Jumo 004.

	Rappor. spinta- peso kg/kg	Ingom. front. in mq. per 1.000 kg spin.	Cons. spec. kg/kg.h	Rappor. di compres.	Rend. compr.	Rend. turbina
Welland 2	1,33	1,12	1,12	4	75%	87%
Jumo	1,2	0,65	1,44	3,1	80%	80%

Si nota come il Welland fosse notevolmente più leggero dello Jumo, ma anche come fosse notevolmente più ingombrante frontalmente (circa il doppio); ciò era conseguenza del compressore assiale dello Jumo e del compressore centrifugo del Welland. Questo fattore determinava nell'aeroplano tedesco il notevole vantaggio di avere una velocità oraria di 100 miglia superiore a quella dell'aeroplano inglese.

Per confrontare gli ingombri frontali si è fatto

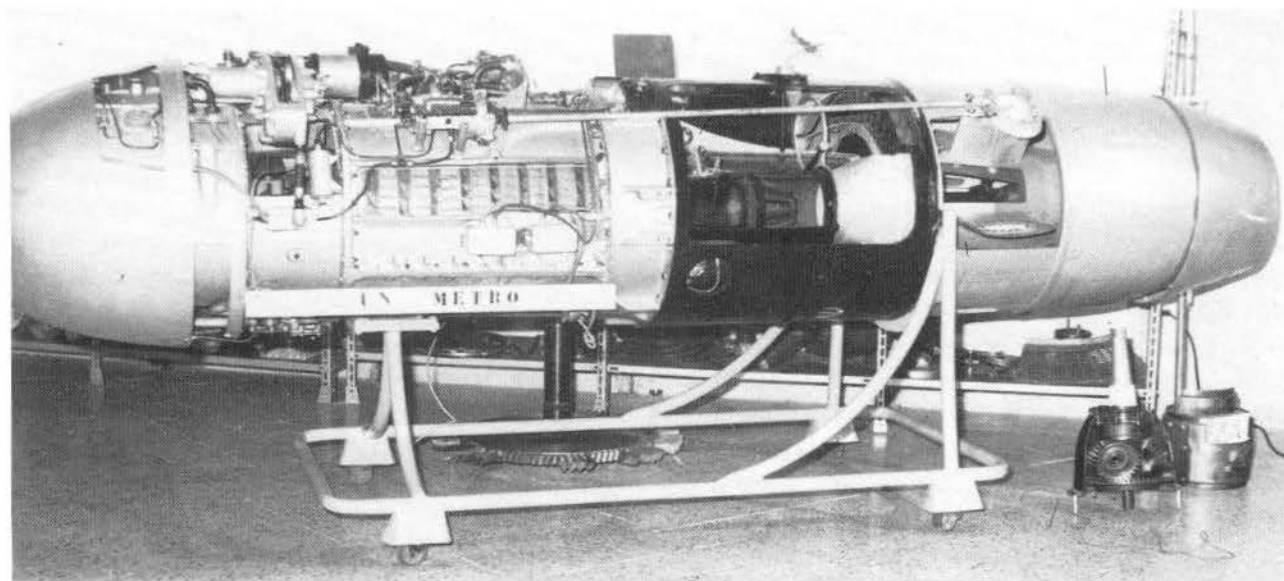


fig. 14



il rapporto fra l'ingombro frontale (in mq.) e la spinta (in kg.) e si è moltiplicato per 1.000.

Si è ottenuto così l'ingombro frontale in mq. per 1.000 kg di spinta.

Nella Parte III, par. 9, vengono riportati i valori di questi ingombri frontali per 1.000 kg di spinta, valori che oscillano fra 0,07 e 0,10 mq. negli attuali turbogetti. Considerando la media di 0,085, questo valore risulta un ottavo di quello dello Jumo 004 ed un sedicesimo di quello del Welland.

Queste enormi riduzioni dell'ingombro frontale, che hanno permesso la realizzazione di aerei con ottime caratteristiche aerodinamiche, sono state il frutto del lavoro di scienziati e di ottimi tecnici. Il maggior rendimento del compressore dello Jumo era in parte dovuto al fatto di avere un rapporto di compressione (3,1) inferiore rispetto a quello del Welland (4).

Il consumo specifico elevato dello Jumo (1,44) dipendeva principalmente dal minor rapporto di compressione, dal minor rendimento della turbina e dal minore rendimento delle camere di combustione rispetto a quelle del Welland. Queste camere del turbogetto inglese erano il frutto di un complesso lavoro di collaborazione di un Comitato di studi.

L'elevato consumo specifico dello Jumo limitava l'autonomia del Me 262.

La temperatura di ingresso alla turbina era all'incirca la stessa nei due reattori; la migliore qualità dei materiali inglesi era stata bilanciata dai tedeschi (che avevano scarsa disponibilità di nichel, cobalto e cromo) con la costruzione di palette cave per la turbina, in modo da far circolare dell'aria di raffreddamento.

Altri fattori che determinavano un grado di notevole inferiorità dello Jumo rispetto al Welland erano la sua minore sicurezza e la minore durata di funzionamento. Il Welland aveva superato diverse prove di 100 ore di funzionamento al banco prima di entrare in produzione di serie, mentre lo Jumo 004 aveva il limite di solo 25 ore per la revisione generale. Causa frequente di inconvenienti erano le palette della turbina e le camere di combustione, mentre il Welland non presentava questi difetti, dipendenti dalla qualità dei materiali impiegati.

Il Nimonic 80 per le palette ed il Nimonic 75 per i tubi di fiamma rispondevano perfettamente all'impiego; questa ultima lega permetteva una ottima lavorabilità con le sue caratteristiche di rullabilità e di saldatura. Un notevole vantaggio dello Jumo sul Welland era la facilità e rapidità di costruzione; i progettisti tedeschi avevano sacrificato alcuni aspetti tecnici del problema pur di avere un turbogetto rapidamente costruibile.

## *7 - I turbogetti negli U.S.A. durante la 2ª Guerra Mondiale*

7.1 Gli U.S.A. si erano interessati molto alla turbina a gas, già un decennio prima della 2ª Guerra Mondiale; si voleva sostituire il compressore montato sui normali motori a scoppio, ed al quale l'albero a gomito deve cedere centinaia di cavalli, con un compressore comandato da una turbina alla quale l'energia sarebbe stata fornita dai gas di scarico (turbocompressore). Come abbiamo già visto accadere in Inghilterra ed in Germania, anche negli U.S.A. si presentò l'ostacolo delle alte temperature, alle quali avrebbero dovuto lavorare le palette delle turbine.

Oltre ai turbocompressori si pensò anche ai turbogetti, ma non esistevano dati sui quali basare un lavoro teorico, come la possibilità di migliorare il rendimento dei compressori e delle turbine, e la possibilità di ridurre il peso del nuovo mezzo propulsivo.

Il rendimento dei compressori dell'epoca variava dal 60% al 65%; quello della turbina del 65% al 70%. Con questi rendimenti presi come base, i calcoli mostrarono che le palette della turbina avrebbero dovuto lavorare a 1.350 gradi. Questo valore era così alto (e tale anche oggi) da scoraggiare ogni tentativo; il risultato

dei calcoli era conseguenza dei bassi rendimenti previsti per il compressore e per la turbina (allegato D).

7.2 Quando la ditta svizzera Brown-Boveri impiantò negli U.S.A. turbine a gas per uso industriale nacque la speranza di realizzare dei turbogetti.

Nel 1939 la Marina richiese uno studio all'Accademia Nazionale delle Scienze circa le possibilità di propulsione di navi mediante turbine a gas.

Il responso fu positivo, ma segnalava che le turbine a gas non erano applicabili agli aerei per l'eccessivo peso (6 kg per cavallo).

Un esempio numerico illustrerà bene questo aspetto. L'Orpheus montato sul G.91 sviluppa la spinta di 2.270 kg alla velocità di 900 km/h (250 m/sec).

$$\text{La potenza risulta di } \frac{\text{spinta} \times \text{velocità}}{75} = \frac{2.270 \times 250}{75} = 7.600 \text{ cavalli}$$

Tenendo conto del rendimento dell'elica di 0,8, si ha la potenza del corrispondente motore a

$$\text{scoppio } \frac{7600}{0,8} = 9.500 \text{ cavalli.}$$

L'Orpheus pesa 380 kg; risulta così che il suo peso per cavallo è di

$$\frac{380}{9.500} = 0,04 \text{ kg.}$$

Questa differenza abissale fra il peso per cavallo di 6 kg. valutato dall'Accademia Nazionale delle Scienze e la realtà attuale, che è dell'ordine di 0,04 kg, illustra esaurientemente i grossolani errori commessi dall'Accademia suddetta. Tra questi notiamo i più rilevanti:

— Gli aerei venivano considerati con le velocità dell'epoca e non con quelle che sarebbero state possibili in un prossimo futuro. Facendo così non si prendeva in considerazione il fatto che la potenza di un turbogetto cresce all'incirca proporzionalmente con la velocità e che quindi il peso per cavallo del turbogetto sarebbe diminuito notevolmente se si fossero raggiunte velocità più elevate. A velocità doppia di quella

considerata il peso sarebbe passato a 3 kg. per cavallo.

— Nell'Accademia non c'erano ingegneri pratici di motori di aviazione e quindi non si conoscevano le tecniche costruttive per avere mezzi di propulsione leggeri.

— La mancanza dei predetti ingegneri fece anche trascurare il fatto che il periodo di funzionamento fra due revisioni generali di un mezzo propulsivo aereo è sensibilmente inferiore a quello di un mezzo propulsivo marino e che pertanto il mezzo aereo può essere costruito più leggero.

— L'appendice D illustra come il rendimento termico reale del turbogetto (e quindi la spinta) cresca notevolmente con la temperatura esistente nelle camere di combustione e con i rendimenti del compressore e della turbina. Piccoli aumenti di temperatura e piccoli aumenti dei rendimenti suddetti permettono di raddoppiare e triplicare il rendimento termico reale e la spinta.

Risulta quindi che una valutazione del peso del turbogetto poteva farsi solo dopo una indagine pratica sui parametri sopra indicati.

7.3 Nel 1939 l'ingegnere cecoslovacco Vladimir Pavleka, che lavorava presso la Northrop Aircraft, riteneva che una turboelica sarebbe risultata migliore di un motore a scoppio.

Convinse J.K. Northrop che la turboelica avrebbe presentato vantaggi di semplicità, di leggerezza, di mancanza di vibrazioni.

Per competere nel campo dei consumi Northrop si propose di raggiungere il consumo specifico di 0,25 kg. per cavallo ora con un alto rapporto di compressione (del valore di 10,5) e con compressore e turbina del rendimento del 85%. Questi valori erano però troppo spinti per l'epoca, e solamente dopo alcuni decenni sarebbero stati raggiunti.

Nel 1940 Northrop si rivolse al Ministero dell'Aria e della Marina per sovvenzioni; dapprima questi Ministeri mostrarono scarso interessamento, ma poi, nel 1941, stesero un contratto per lo studio di un motore da 2.500 cav.

7.4 L'ing. Price della Lockheed aveva lavorato precedentemente sulle turbine a vapore

d'acqua; quando conobbe l'interessamento della sua ditta per le alte velocità degli aerei, si dedicò allo studio delle turbine a gas. Dopo circa un anno di lavoro preliminare iniziò il progetto di un turbogetto con caratteristiche tecniche molto spinte; questo turbogetto avrebbe dovuto permettere ad un aeroplano di volare alla velocità di 1.000 km/h alla quota di 15.000 m.

Nel progetto esistevano delle novità, come il controllo dell'aeroplano mediante getti posti alle estremità delle ali ed il controllo dello strato limite delle ali. Qui, contrariamente all'indirizzo tedesco, veniva sacrificata la rapidità e la facilità di approntamento per raggiungere un elevato livello tecnico e per disporre di conoscenze scientifiche d'avanguardia.

Nel 1941 il progetto fu ultimato e venne presentato allo Stato Maggiore. Dopo lunghe discussioni, solo nel 1943 fu comunicato alla Lockheed che altre ditte stavano lavorando sui turbogetti dal 1941, su progetti americani ed inglesi.

7.5 La Ditta Pratt-Whitney, già prima del 1940 si era interessata alla propulsione a reazione seguendo però una strada diversa da quella seguita dalle altre ditte. Un Diesel a due tempi forniva l'energia ad un compressore ed i gas di scarico del motore agivano su una turbina. Era anche previsto di inviare carburante addizionale fra lo scarico del Diesel e l'ingresso della turbina, ma in tal caso il rendimento della macchina diminuiva.

Quando la Ditta conobbe lo sviluppo inglese della Power-Jets sospese gli studi e tentò, inutilmente, di avere una licenza di produzione dalla ditta inglese.

Altri lavori sulle turbine furono eseguiti dalla ditta de Laval per i turbocompressori e dalla Turbo Engineering, che nel 1940 presentò alla Marina il progetto di una turboelica.

7.6 Nel 1941 il generale H.H. Arnold fu informato che i tedeschi facevano esperienze sui razzi; richiese così alla NACA uno studio sulle possibilità dei razzi sia come sistema propulsore principale e sia con mezzo per aumentare la spinta.

La NACA creò un Comitato Speciale per ricerche sulla propulsione a getto, sotto la guida di N.R. Durand. Oltre ai tecnici delle Organizzazioni Scientifiche statunitensi, nel Comitato furono inclusi anche tecnici delle ditte che lavoravano sulle turbine, Westinghouse, Alless-Chalmers, General Electric. Vennero esclusi tecnici di ditte che lavoravano sui motori a scoppio.

Il Comitato iniziò una indagine sulle conclusioni della Accademia Nazionale delle Scienze circa il peso dei turbogetti (par. 7.2) e, rilevata la scarsa attendibilità di dette conclusioni, decise di eseguire un progetto di turbogetto.

7.7 Nel 1941 gli americani vennero a conoscenza che gli inglesi lavoravano nel campo della propulsione a reazione.

Quando il Generale H.H. Arnold visitò l'Inghilterra, nel 1941, fu informato che i turbogetti non erano in studio, ma che erano già stati costruiti e che presto avrebbero volato.

Al rientro negli Stati Uniti il Generale Arnold cercò subito di avere la licenza di fabbricazione del turbogetto Whittle, ed i suoi sforzi aumentarono quando si seppe che nel maggio 1941 l'aeroplano a reazione Gloster E 28/39 aveva volato.

La ditta incaricata di riprodurre i turbogetti fu la General Electric, considerata la sua ottima esperienza nella realizzazione dei turbocompressori; l'entusiasmo della ditta americana era notevolmente aumentato quando ebbe notizie del primo volo dell'aeroplano E 28/39.

La ditta Bell fu incaricata di realizzare un aeroplano idoneo al turbogetto Whittle.

7.8 Verso la fine del 1941 arrivarono alla General Electric il turbogetto sperimentale W-1X insieme ai disegni del W-2B. L'esame di questi mostrò che erano incompleti, specialmente per la mancanza di un congegno automatico di regolazione della spinta. Il Ministero autorizzò la General Electric di eseguire le modifiche ritenute opportune per migliorare il turbogetto. Fu così progettato il congegno automatico di regolazione, irrobustito il compressore, modificata la lega inglese Rex 78 usata per le palette della turbina (non era ancora disponibile il Ni-

monic 80) con la lega americana Hastelloy B, che si dimostrò migliore.

La modifica del compressore fu poi adottata dagli stessi inglesi.

I tecnici americani riconobbero ben presto l'alto livello tecnico raggiunto dagli inglesi nella realizzazione del compressore centrifugo, il cui rapporto di compressione era di 4 mentre quello dei loro compressori centrifughi raggiungeva soltanto il valore di tre.

Un inconveniente subito notato fu che la quantità di aria che arrivava dal compressore alle singole camere non era eguale; ciò determinava delle differenze di temperatura fra i prodotti della combustione che, uscendo dalle varie camere, entravano in turbina. Quando il Whittle nel 1942 visitò la General Electric informò i tecnici americani che anche essi avevano notato l'inconveniente e che lo avevano risolto facendo dei passaggi separati fra diffusore del compressore e le camere di combustione.

Verso la fine del 1942 il turbogetto costruito superò la prova al banco delle 25 ore sviluppando la spinta di 570 kg.

7-9. Il turbogetto I-A (sigla americana del turbogetto W-2B) fu provato in volo, sul Bell P-59A, per la prima volta nell'ottobre 1942, otto mesi prima del volo dell'originale inglese W-2B.

Ciò fu dovuto alla maggiore rapidità con la quale i tecnici della General Electric eliminarono i difetti di funzionamento del turbogetto.

Un sensibile miglioramento della turbina, ottenendo una maggiore spinta, fu raggiunto dalla General Electric ricopiando una turbina sperimentale inglese; si montarono palette in minor numero, ma più larghe e più alte, aumentando così la sezione di passaggio dei gas combusti.

Fu anche sostituito il circuito carburante. Il turbogetto I-14 funzionò perfettamente alla prova al banco nel febbraio 1943, dando la spinta di 640 kg.; questa prova avvenne un mese dopo che il turbogetto inglese Rover B-23 aveva superato la prova delle 25 ore dando la stessa spinta di 640 kg.

il turbogetto I-14 fu preso come base per un nuovo progetto, l'I-16 che, avuto inizio nel

gennaio 1943, fu portato a termine nell'aprile dello stesso anno, sviluppando una spinta di 730 kg. nelle prove al banco. Poco dopo fu provato in volo sul caccia P.59A.

7.10 Oltre la General Electric, che lavorava sui turbogetti Whittle e su turboeliche di propria progettazione, verso la fine del 1942 altre quattro ditte lavoravano nel campo del nuovo mezzo propulsivo.

Esse erano la Westinghouse, la Turbo Engineering Corporation, la Pratt-Whitney, l'Allis-Chalmers; inoltre la NACA si dedicava allo studio di ventole comandate da motori a pistoncini.

Tutte queste ditte avevano lavorato a proprie spese, eccetto la Pratt-Whitney.

In questo stesso periodo un tecnico americano, che aveva visitato le industrie aeronautiche inglesi, fece presente che queste erano sensibilmente avanti rispetto a quelle americane e che la superiorità nelle prestazioni degli aerei inglesi era dovuta in buona parte ad una migliore coordinazione tra progettazione di aeroplano e di turbogetto.

In una riunione ad alto livello, tenuta in merito, si concluse poco o nulla per la disparità delle opinioni; ad esempio la NACA affermò che, lavorando da soli, gli americani avrebbero ben presto sorpassato gli inglesi.

Se si pensa che questi ultimi lavoravano già da molti anni nella propulsione a reazione, e che in tale settore avevano raggiunto un ottimo livello di preparazione tecnica e pratica, il giudizio della NACA appare poco serio e convincente; infatti le ditte americane avrebbero dovuto, invece, iniziare quasi ex-novo, non avendo esperienza in tale settore. Le ditte americane sopra menzionate si interessavano principalmente delle turboeliche e delle ventole intubate. I turbogetti americani, di progetto originale, erano solamente due: il 19A della Westinghouse ed un turbogetto della Turbo Engineering Corporation.

Il Westinghouse 19A aveva un compressore assiale; funzionò al banco nel 1943 sviluppando una spinta sensibilmente inferiore a quella di 750 kg. fornita dallo I-16 della General Electric. Il turbogetto della Turbo Engineering Cor-



poration subì rallentamenti a causa del ritardo nello stanziamento di fondi; inoltre la ditta doveva dare precedenza alla produzione di turbocompressori per motori alternativi.

7.11 Gli americani incominciarono i primi voli a reazione nell'ottobre 1942 e nel luglio 1943 con il P-59A, munito di un turbogetto I-16. L'aereo superò i 650 km/h alla quota di 14.000 m.

Gli inglesi avevano volato con il Meteor munito di un Goblin nel marzo 1943, ed ancora con il Rolls-Royce Welland.

Si iniziò una collaborazione scientifica fra inglesi ed americani, senza alcuna riserva di segretezza, e ciò comportò uno sviluppo notevole nella tecnica dei turbogetti. Gli americani studiarono e realizzarono turbine migliori con palette più lunghe e larghe di quelle usate prima dagli inglesi e dai tedeschi.

L'industria americana intraprese profonde ricerche metallurgiche sui materiali per alte temperature; nel 1936 aveva già prodotta la lega Hastelloy, a base di nichel-molibdeno, per costruire le palette dei turbocompressori nei motori a scoppio.

In seguito furono prodotte le leghe a base di cobalto Stellite 21 e Stellite 23; come la Hastelloy queste leghe presentavano difficoltà di forgiatura per la loro durezza.

In questo periodo l'interesse militare si accentrò sui turbogetti, abbandonando il precedente interesse per le turboeliche e per le eliche intubate; ciò fu dovuto alla realizzazione pratica dei turbogetti ed alle difficoltà tecniche e pratiche incontrate, invece, nella realizzazione degli altri due sistemi di propulsione.

Sotto il punto di vista dell'impiego militare l'aeroplano a reazione, pur se presentava difficoltà di decollo e scarsa autonomia rappresentava sempre l'unico mezzo per combattere contro un caccia a reazione avversario.

17.3 La General Electric proseguì la realizzazione di turbogetti di spinta maggiore; nel gennaio 1944 provò l'I-18, da 820 kg. e nell'aprile l'I-20 da 900 kg. di spinta.

L'I-18 fu provato anche in volo nel novembre 1944 sull'aeroplano P.59A.

Gli americani seguirono lo sviluppo del Goblin, e si interessarono per poterlo costruire in U.S.A. sotto licenza; in seguito rivolsero la loro attenzione anche a due nuovi progetti della General Electric:

— L'I-40 (chiamato dopo J.33), che fu montato sul caccia T.33, aveva un compressore centrifugo a doppia faccia (ved. fig. 16). Dopo la fine della guerra questo aereo fu impiegato anche dall'Aeronautica Militare Italiana.

— Il T.G.180 (chiamato dopo J.35).

Fu preferito il T.G.180 che aveva il compressore assiale, e quindi presentava il vantaggio del minor ingombro frontale; ma si ordinò anche il J.33 perché, essendo di più rapida realizzazione, si sperava di costruirlo in serie prima della fine della guerra.

Nel giugno 1944 fu provato in volo l'I-40 che sviluppò la spinta di 1.800 kg. sull'aeroplano XP.40 Shooting Star; l'aereo raggiunse la velocità di oltre 900 km/h ma non fece in tempo ad essere impiegato in combattimento.

7.12 All'inizio della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale gli U.S.A. erano indietro di cinque anni rispetto agli inglesi ed ai tedeschi per la realizzazione dei turbogetti.

Ciò appare veramente strano poiché gli inglesi ed i tedeschi, quando nel 1935 incominciarono a lavorare sulla propulsione a reazione, disponevano di materiali, resistenti alle alte temperature, di qualità notevolmente inferiore a quelli degli americani.

Tra questi la Stellite 6 era conosciuta dal 1930 e fu provata nel 1933 con successo. Questa lega a base di cobalto era stata prodotta per utensili di lavoro, ma si dimostrò buona anche per le palette dei turbocompressori, sopportando temperature di 1000°.

Questa lega fu impiegata per riporto sulle valvole di scarico dei motori a scoppio. Non si riuscì a forgiarla per farne delle palette di turbina poiché era molto dura.

Fu tentato anche la realizzazione di palette con la fusione della Stellite 6 in cera persa, ma si riscontrò che il prodotto fuso non era omogeneo e che le palette presentavano caratteristiche diverse e tali da non dare affidamento.

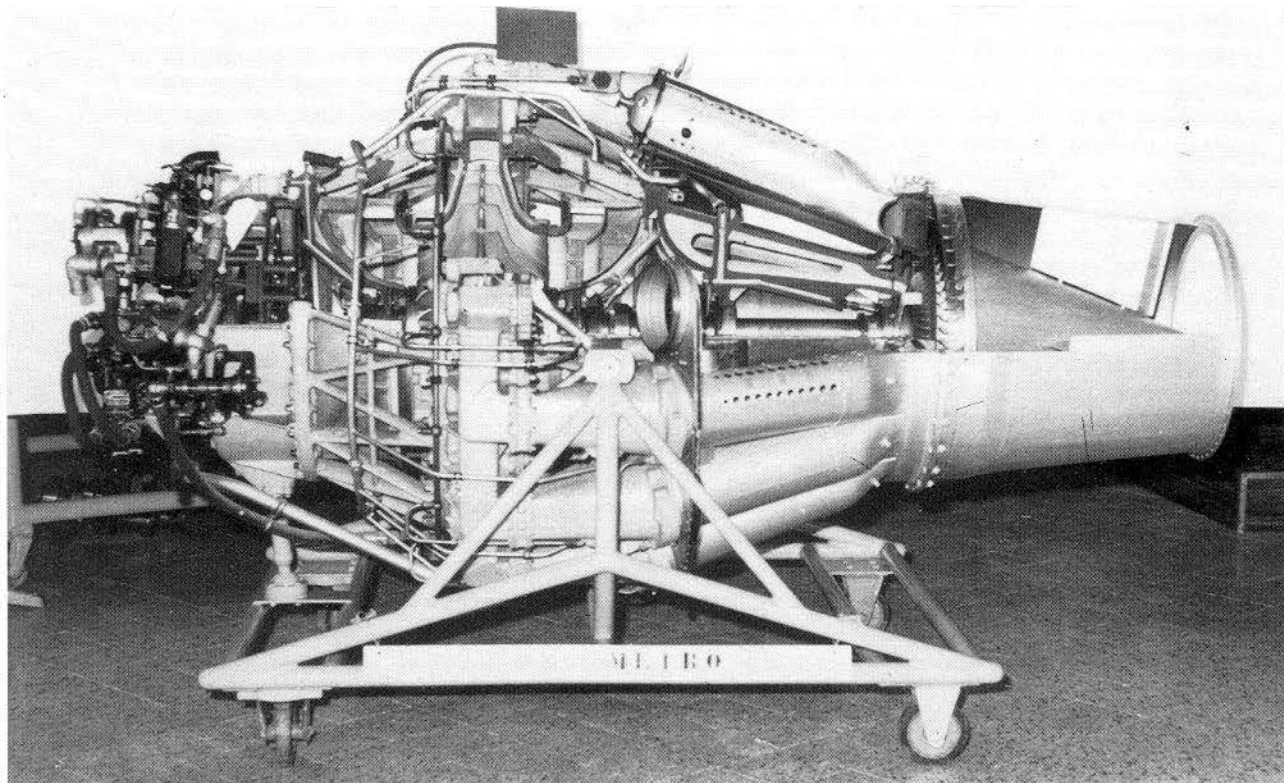


fig. 16

Nel 1936 si scoprì che la lega Hastelloy al nichel-molibdeno, che era stata prodotta anni prima per resistere alla corrosione di acidi, presentava eccellenti caratteristiche di resistenza ad alta temperatura; anche per questa lega esisteva difficoltà di lavorazione per la sua durezza, specie in considerazione che le palette della turbina dovevano essere prodotte in gran numero.

Modificando di poco la lega Stellite 6 si ottenne il Vitallium, la cui lavorazione era meno difficoltosa. Con ulteriori modifiche della lega si ottenne la Stellite 21, che era composta per il 62% di cobalto, per il 28% di cromo; conteneva anche piccole quantità di nichel, molibdeno, manganese, ferro, carbonio.

E' da notare che la Stellite 21 impiegata sull'I-40 derivava, mediante piccole modifiche della composizione, dalla Stellite 6, già disponibile nel 1930; quindi questa lega avrebbe potuto essere prodotta alcuni anni prima qualora se ne fosse verificata la necessità a causa della costruzione di turbogetti.

7-13 La propulsione a reazione si sviluppò in Inghilterra e in Germania non partendo da dati allora disponibili (rendimento del compressore e della turbina, temperatura di possibile impiego delle palette della turbina ecc), ma da studi teorici basati su un possibile miglioramento di questi dati. Nel 1930 il Whittle riteneva di poter costruire un compressore con rendimento dell'80% e con rapporto di compressione di 4; solo però 15 anni dopo riuscì a raggiungere tali valori, nel turbogetto Roll-Royce Welland.

Nel 1938 i tedeschi disponevano di studi teorici che assicuravano un rendimento dell'80% nei compressori assiali con rapporto di compressione di 2; tale valore era però troppo modesto. Gli americani invece non si lasciarono attrarre da avventure del genere e si basarono sui dati tecnici allora disponibili; questa cautela determinò il loro ritardo di 5 anni, nel campo della propulsione a reazione, rispetto agli inglesi ed ai tedeschi.

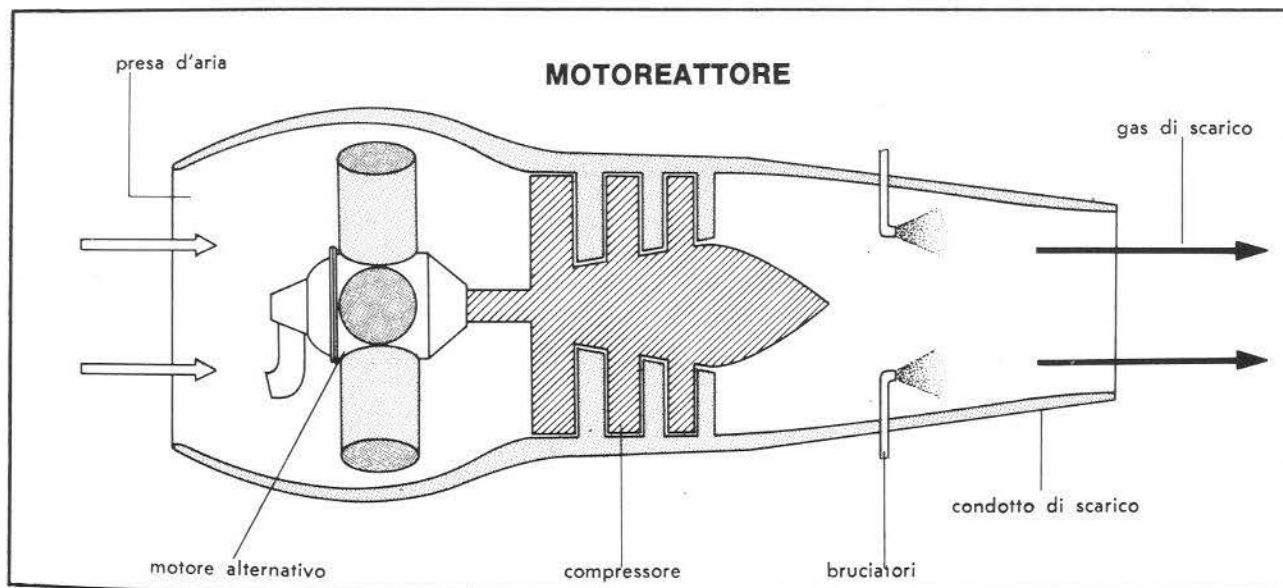
## 8 - L'aeroplano italiano Campini

8-1 Verso il 1930 l'ingegnere italiano Campini pensò di realizzare un aeroplano nel quale il motore a scoppio, sistemato in fusoliera, azionava delle ventole intubate. Nelle normali condizioni di volo la propulsione risultava ad elica (le ventole intubate erano delle piccole eliche), ma in condizioni di emergenza o di combattimento si poteva bruciare, per ottenere una maggiore spinta, del carburante spruzzato dopo le ventole. La spinta suppletiva avveniva quindi per reazione.

La NACA fece delle prove pratiche, che mostrarono come la combustione era notevolmente difficoltosa e tale da non dare affidamento. La Caproni costruì un aeroplano che utilizzava tale principio e che volò nel 1940 pilotato da De Bernardi. Il motore stellare era un Isotta

Fraschini da 900 cav. che azionava 3 ventole a passo variabile. I risultati furono troppo modesti e non poteva essere altrimenti, dato il piccolo rapporto di compressione che poteva fornire un motore alternativo di 900 cav.

Abbiamo già visto che un turbogetto medio dispone di una turbina a gas che fornisce al compressore una potenza dell'ordine dei 10.000 cav. e che soltanto una tale potenza può assicurare un sufficiente rapporto di compressione. E' opportuno insistere sul fatto che l'elemento base, che ha reso possibile la propulsione a reazione, è la turbina a gas che, pur essendo leggera, deve poter sviluppare le enormi potenze necessarie per azionare i compressori del turbogetto.



PARTE TERZA

PROPULSIONE A REAZIONE DOPO LA 2<sup>a</sup> GUERRA  
MONDIALE





# *Propulsione a reazione dopo la 2ª Guerra mondiale*

## *1 - Generalità - Barriera del calore*

1-1 Dopo la 2ª Guerra Mondiale la propulsione a reazione rimase sovrana nel campo militare e ben presto allargò la sua egemonia anche nel campo civile.

A differenza dei motori alternativi, nei quali non è possibile aumentare la potenza oltre i 4.000 - 5.000 cavalli, per i turbogetti non esistono limiti all'aumento della spinta. Si è passato così dai turbogetti della 2ª Guerra Mondiale, con 800 kg. di spinta, a turbogetti con 19.000 kg. di spinta, come nel General Electric GE 4.

Perfezionamenti tecnici, alcuni dei quali previsti od iniziati durante la 2ª Guerra Mondiale, hanno permesso dei notevoli miglioramenti come riduzione del peso, riduzioni del consumo specifico e dell'ingombro frontale.

Ad esempio il turbogetto Orpheus, montato sull'aeroplano Fiat G 91, ha un rapporto spinta-peso di 6 mentre il famoso Jumo 004, che era montato sul Me 262, aveva un rapporto spinta-peso di 1,2. Lo Jumo 004 pesava quindi, a parità di spinta, ben 5 volte più dell'Orpheus. Se questo turbogetto, che pesa 400 kg, fosse stato costruito con le tecniche dello Jumo 004, avrebbe pesato ben 2.000 kg.

Considerando anche le minori dimensioni di ingombro, i consumi specifici ridotti, risulta evidente la possibilità di realizzare aeroplani con prestazioni eccezionali rispetto a quelli della 2ª Guerra Mondiale.

1-2 Nell'ottobre 1947 il maggiore americano Charles Yeager superò, per la prima volta, la

barriera del suono volando ad oltre 1.200 chilometri all'ora. Si apriva così una nuova era per l'aviazione, perché erano state raggiunte quelle velocità supersoniche alle quali i fenomeni aerodinamici ritornano ad essere calcolabili e prevedibili, ed il pilotaggio dell'aereo diviene nuovamente sicuro ed efficiente. Con l'esperienza acquisita si migliorarono velivoli e turbogetti sino a raggiungere la velocità di Mach 3; attualmente la normale caccia di linea è supersonica (anche in Italia con il caccia F 104).

Ma a Mach 3 si presenta una nuova barriera, quella del calore. Per attrito fra corpo ed aria si sviluppa del calore e l'aumento della temperatura cresce notevolmente con la velocità. Questo fenomeno comporta inconvenienti più gravi di quelli dovuti alla «barriera del suono» perché la «barriera del calore» aumenta i suoi dannosi effetti con l'aumento della velocità, mentre gli inconvenienti della «barriera del suono» cessano al superamento di questa.

La barriera del calore è stata affrontata in special modo nel campo astronautico, nella fase di rientro delle sonde dal vuoto alla atmosfera terrestre.

1-3 Nel regime subsonico il riscaldamento delle superfici investite dall'aria dipende dall'attrito dello strato limite e dai fenomeni di compressione (con riscaldamento), e di depressione (con raffreddamento), che avvengono nel flusso dell'aria. Nel regime supersonico il fenomeno di depressione risulta trascurabile, e quindi non avviene raffreddamento.

Se non esiste dispersione di calore nelle pareti di arresto del flusso di aria, la temperatura di arresto del flusso, di temperatura  $t$  gradi centigradi e di velocità di Mach  $M$ , è, per le leggi della termodinamica, la seguente:

$$\text{tem. arresto in gradi cent.} = t + (273+t) \frac{M^2}{5}$$

Nel caso pratico la temperatura è inferiore, ed arriva al 85-90% del valore ricavato dalla precedente formula.

L'innalzamento della temperatura assoluta, cioè  $(273+t) \frac{M^2}{5}$ , è proporzionale al quadrato della velocità; cresce quindi notevolmente con l'aumento del numero di Mach. Il diagramma della fig. 1 pone visivamente in risalto l'aumento della temperatura d'arresto. Si nota come nella stratosfera, ove si ha la temperatura di  $54^\circ$  sotto zero, si raggiunga la temperatura di  $100^\circ$  a Mach 2 e la temperatura di  $520^\circ$  a Mach 4.

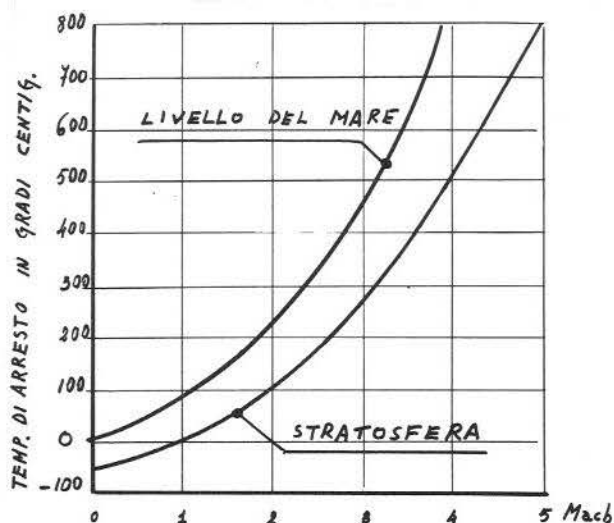


fig. 1

1-4 Le normali leghe leggere adoperate in aviazione non permettono di superare i  $150^\circ$ ; i migliori copertoni per ruote hanno anche essi il limite di circa  $150^\circ$ ; i carburanti richiedono serbatoi pressurizzati ad azoto per evitare l'auto-combustione. Nel volo ad alti numeri di Mach occorre pertanto usare materiali particolari per le strutture dell'aeroplano; le leghe di titanio sopportano bene i  $300^\circ$ , ma tali leghe sono molto costose. Per temperature superiori si può ricorrere alle leghe speciali impiegate

nella costruzione delle camere di combustione. Le elevate temperature che possono raggiungere le pareti del velivolo sono un problema veramente complesso perché non si tratta di piccoli particolari, come le palette delle turbine e le camere di combustione, ma di pareti notevolmente estese. Un aumento del peso specifico del materiale adoperato può comportare un tale aumento del peso totale dell'aereo da renderne problematica la realizzazione.

Oltre che sulle pareti del velivolo, l'aumento della temperatura provoca altri dannosi effetti nei turbogetti. E' già stato illustrato come nel compressore si verifichi un aumento della temperatura dell'aria compressa, tanto maggiore quanto più elevato è il rapporto di compressione.

Sommando a tale aumento di temperatura quella di arresto della vena di aria, per elevati numeri di Mach si ha che l'aria che entra nelle camere di combustione ha una temperatura solo di poco inferiore a quella sopportabile dalle palette della turbina.

Ciò comporta l'uso di una miscela tanto povera da determinare una modesta spinta.

Anche lo statoreattore, oltre Mach 4, viene a trovarsi in difficoltà per le elevate temperature raggiunte dal flusso d'aria, prima che venga iniettato il combustibile.

1-5 I principali sistemi impiegati negli aerei per ridurre gli effetti dannosi della barriera del calore sono: l'isolamento termico, il raffreddamento, la cessione di calore al carburante.

a) L'isolamento termico, che si ottiene mediante un rivestimento di materiale protettivo, presenta alcune difficoltà, tra le quali la diversa dilatazione tra pareti ed isolante, con conseguente tendenza allo scollamento. L'isolamento può meglio effettuarsi all'interno, però in tal caso le pareti esterne debbono poter resistere ad elevate temperature.

b) Il raffreddamento delle pareti può effettuarsi soltanto su una piccola superficie del velivolo; viene ottenuto con un procedimento simile a quello dei frigoriferi facendo espandere dell'aria compressa dopo che è stata raffreddata in un radiatore.

c) Il raffreddamento dell'aria facendo cedere il calore al carburante trasportato, che si riscalda ed evapora, è limitato dal fatto che il calore specifico del carburante è piccolo e quindi è capace di assorbire modeste quantità di calore. Ciò riduce l'impiego di tale sistema a voli di breve durata.

NOTA - Nel caso di veicoli spaziali, rientranti ad altissima velocità nell'atmosfera terrestre, i predetti sistemi

non consentirebbero una temperatura idonea alla vita degli astronauti.

Per fortuna tale situazione critica dura brevissimo tempo e si può così ricorrere al sistema dell'ablazione. Si ricopre il muso del veicolo spaziale con una sostanza che, fondendo ed evaporando durante il rientro nell'atmosfera, assicura una notevole dispersione di calore. Le sostanze usate per l'ablazione possono essere di natura organica, come resine sintetiche, oppure leghe metalliche.

Queste sostanze ricoprono la parte esterna del muso del veicolo spaziale, costruito in materiale resistente all'ossidazione; un ulteriore strato di materiale termicamente isolante è posto interamente al muso.

## 2 - I progressi della metallurgia

2-1 Nella II parte del testo è stato messo in risalto come uno dei fattori determinanti per la realizzazione dei turbogetti era la disponibilità di leghe che resistessero ad alte temperature. L'interesse degli Stati e delle Ditte per questi materiali ha indirizzato ricercatori e scienziati ad un enorme lavoro di indagine e di studi, indagini e studi che hanno permesso di raggiungere risultati eccezionali.

In Inghilterra si è passati dal Nimonic 80, lega al nichel-cromo impiegata durante la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, alle leghe Nimonic 90, Nimonic 95, Nimonic 100, nelle quali una certa percentuale di nichel è stata sostituita da cobalto.

Attualmente il turbogetto Orpheus impiega il Nimonic 100; questa lega permette alle palette della turbina di sopportare sollecitazioni di 22 kg./mmq alla temperatura di 880°.

Anche negli USA si sono sensibilmente migliorate le leghe di cobalto, specie per quanto riguarda la lavorabilità.

2-2 Si sono studiate alcune nuove tecniche di lavorazione, che hanno portato una vera rivoluzione nella metallurgia classica. Una nuova tecnica è la fusione nel vuoto, che permette di ottenere dei materiali di eccezionale purezza che presentano caratteristiche tecniche notevolmente superiori a quelle dei materiali normali, ad esempio un limite di rottura maggiore del 30%.

Inoltre la mancanza di ossigeno durante il processo di fusione permette di ottenere delle le-

ghe con metalli che normalmente si ossiderebbero ad alta temperatura.

Altra tecnica di lavorazione è quella della raffinazione localizzata, che si esegue su barrette che vengono portate quasi al punto di fusione nella zona centrale mediante una bobina ad induzione; spostando longitudinalmente la bobina si sposta la zona di riscaldamento e le impurità si localizzano alle estremità della barretta, assicurando così una zona centrale notevolmente pura. Portando via le estremità si ottiene una barretta eccezionalmente pura e resistente.

Altro sistema per ottenere materiali puri è quello di non far avvenire la fusione a contatto del crogiolo, ma mantenendo sollevato il metallo per attrazione elettromagnetica e fondendolo poi mediante corrente elettrica indotta.

Altri sistemi di fusione, che utilizzano la scarica di condensatori e l'impiego di fornaci solari, permettono di ottenere risultati eccezionali. Un sistema che ha offerto già da tempo dei risultati notevoli, e che è in continua evoluzione, è la «metallurgia delle polveri» o «sinterizzazione». Con tale sistema si parte da polveri finissime del materiale che, riscaldate a 2/3 del punto di fusione, vengono poi compresse in forme speciali ad elevate pressioni (alcune tonnellate per centimetro quadrato) ottenendo un prodotto di notevole omogeneità, anche nella struttura cristallina.

Ultimamente alle polveri dei metalli vengono



mescolate polveri di materiali refrattari, ottenendo dei materiali detti «cermets», che permettono di essere sottoposti a temperature sinora mai raggiunte da metalli.

In questo anno (1975) con i «cermets» sono state costruite le palette della turbina di un

turbogetto, palette che lavorano a  $1.260^{\circ}$ . Confrontato questo valore a quello di  $880^{\circ}$  delle palette della turbina dell'Orpheus appare l'eccezionale progresso della metallurgia in questi ultimi decenni.

### *3 - Conseguenze progettistiche delle alte temperature; compressori*

3-1 Le notevoli temperature raggiunte dai prodotti della combustione all'ingresso della turbina hanno determinato 2 indirizzi nella costruzione dei turbogetti.

— uso del compressore assiale ed abbandono del compressore centrifugo;

— impiego dei turbogetti a doppio flusso e, per velocità modeste, uso delle turboeliche.

3-2 Esaminiamo ora il primo indirizzo sui compressori, mentre tratteremo nel prossimo paragrafo le turboeliche ed i turbogetti a doppio flusso.

E' stato illustrato nella II parte del testo e nell'appendice D come il massimo rendimento termico pratico di un turbogetto si verifichi a rapporti di compressione maggiori con il crescere della temperatura delle camere di combustione. Conseguentemente con il miglioramento

delle leghe impiegate per le palette della turbina si son dovuti raggiungere rapporti di compressione più alti di quelli precedenti.

I compressori centrifughi, pur avendo brillanti caratteristiche di robustezza, di resistenza all'usura, di facilità costruttiva, non permettono di superare il rapporto di compressione 4; sono stati quindi completamente abbandonati e sostituiti dai compressori assiali, che rendono possibile un maggior rapporto di compressione con l'aumento del numero degli stadi delle palette. Ad esempio il turbogetto Orpheus ha il compressore assiale a 7 stadi con rapporto di compressione 5; il turbogetto J.79 ha il compressore assiale a 17 stadi con rapporto di compressione 13,5.

I compressori assiali presentano anche il vantaggio di un minore ingombro frontale rispetto ai compressori centrifughi.

### *4 - Conseguenze progettistiche delle alte temperature; turboeliche e turbogetti a doppio flusso*

4.1 L'aumento della temperatura nelle camere di combustione determina una più elevata velocità di efflusso dei gas dell'ugello di scarico; tale velocità è dell'ordine di grandezza di 560 m/sec. per turbogetti con temperatura di  $880^{\circ}$  nelle camere di combustione.

L'energia cinetica dei gas che sfuggono dall'ugello di scarico è perduta ai fini propulsivi; tale energia è proporzionale al quadrato della

differenza fra la velocità del getto e la velocità dell'aeroplano, cioè al quadrato della velocità con la quale il getto arriva sull'aria esterna. (ved. allegato D).

Se la velocità dell'aeroplano è elevata il rendimento propulsivo è alto, ma, se la velocità dell'aeroplano è modesta, il rendimento propulsivo risulta basso.

Nel caso di un aeroplano con velocità di 720

km/h (200 m/sec), propulso da un turbogetto con portata di aria di 40 kg e velocità di efflusso di 560 m/sec, risulta che la potenza perduta dei gas di scarico per l'energia cinetica posseduta è di ben 4.300 cav.

Quindi l'aumento di temperatura nelle camere di combustione, che migliora sensibilmente il rendimento termico reale, diminuisce il rendimento propulsivo, specie se la velocità dell'aereo è modesta.

4-2 L'unica soluzione possibile per ridurre questo inconveniente è quella di far assorbire dalla turbina una maggiore energia, in modo che i gas escano da essa con una minore energia e quindi raggiungano una minore velocità nell'ugello di scarico. La differenza di energia, tra quella fornita dalla turbina e quella necessaria per comandare il compressore, viene impiegata per comandare un'elica, o per azionare una ventola o un altro compressore la cui aria, compressa, si fa poi espandere in un getto.

In questi ultimi tipi di turbogetto esistono 2 diversi flussi d'aria, quello dell'aria compressa che si espande (detto flusso freddo) e quello dei gas combusti (detto flusso caldo); per questa caratteristica il turbogetto è denominato «a doppio flusso».

La figura 2 illustra le differenze costruttive di un turbogetto (pure jet) e di un turbogetto a doppio flusso (by-pass), nel caso di doppio albero di collegamento fra turbine e compressori (twin shaft engines).

La spinta totale di un turbogetto a doppio

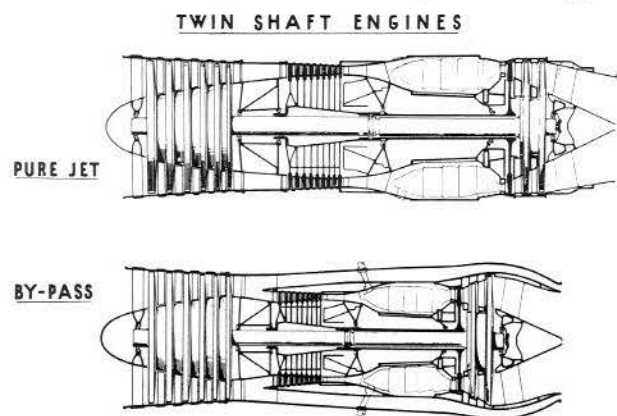


fig. 2

flusso è data dalla somma delle spinte del getto freddo e del getto caldo. Il turbogetto a doppio flusso presenta la buona caratteristica di essere meno rumoroso del turbogetto normale e di avere un basso consumo specifico.

Il sistema P.C.B. (Plenum chamber burning) consiste nel bruciare del carburante nella camera di efflusso del getto freddo; tale sistema permette l'aumento della spinta in condizioni di emergenza, come al decollo. Il P.C.B. è alquanto simile al sistema della post-combustione che verrà illustrato al par. 5-3.

Altro tipo di turbogetto a doppio flusso è l'after-fan, nel quale le palette del rotore della turbina proseguono esternamente ove funzionano da compressore, comprimendo l'aria esterna che poi si espande in un getto.

4-3 Come visto nel precedente paragrafo, nei turbogetti a doppio flusso l'esuberanza di potenza, fatta assorbire dalla turbina, può essere impiegata per comandare un compressore (detto di bassa pressione), oppure per comandare una ventola intubata (tubo-fan). Per ridurre notevolmente la velocità del flusso caldo occorre far assorbire una grande potenza dalla turbina e ciò si può ottenere in 2 modi:

- con il compressore a bassa pressione raggiungendo un alto rapporto di compressione;
- con la ventola intubata comprimendo poco una grande massa di aria.

Poiché nel 2° caso la velocità di efflusso del getto freddo è minore, si avrà un più alto rendimento propulsivo del getto freddo, e, conseguentemente, una riduzione del consumo specifico del turbogetto; l'ingombro frontale del turbogetto risulterà però alquanto maggiore.

Nei turbogetti a doppio flusso, per il migliorato rendimento propulsivo, risulta sensibilmente minore il consumo specifico, cioè i chilogrammi di carburante consumati per assicurare la spinta di un chilogrammo per ora.

Nello Jumo 004 il consumo specifico a punto fisso era di 1,44 kg/kg/h; nell'Orpeus è di 1,10 kg/kg/h; negli attuali turbogetti a ventola (turbofan) si raggiungono valori dell'ordine di 0,6 kg/kg/h, cioè il consumo di carburante è meno della metà di quello dello Jumo 004. Conside-

rando le tonnellate di carburante caricate su un aeroplano si comprendono gli enormi vantaggi del basso consumo specifico e come questo influenzi basilamente l'autonomia degli aeroplani.

4-4 Verso la fine del 1946 il Dott. Griffith, direttore tecnico della Rolls-Royce, propose la realizzazione di un turbogetto a doppio flusso, utilizzando parti dei turbogetti Avon e Tweed; nel 1947 studiò una nuova versione di tale soluzione, che avrebbe assicurato la spinta di 2.400 kg.

Dopo un altro progetto, eseguito nel 1948 e proposto al Ministero dei Rifornimenti, la ditta incominciò a lavorare sul turbogetto a doppio flusso Conway R.Co.2, del quale fu costruito un solo esemplare; fu provato in volo nel 1952. Poiché i progetti dei velivoli dell'epoca prevedevano spinte maggiori, fu realizzato il Conway R.Co.3, che volò nel 1955 sviluppando la spinta di 6.000 kg.

A seguito dell'esperienza acquisita ed alla conferma sulle ottime prestazioni dei turbogetti a doppio flusso, sia l'Inghilterra che altre nazioni si orientarono verso questa nuova soluzione.

Verso il 1950 l'Aviazione Civile cercò di ridurre la rumorosità dei turbogetti, che è causata, principalmente, dalla velocità del getto meno la velocità dell'aereo, cioè dalla velocità con la quale i prodotti della combustione si scaricano nell'aria ambiente.

I primi tentativi furono fatti dalla Rolls-Royce per il Comet e dalla Pratt-Whitney per il Boeing 707. In tutti e due i turbogetti i prodotti della combustione escono da aperture multiple e si mescolano con l'aria fredda che circonda dette aperture.

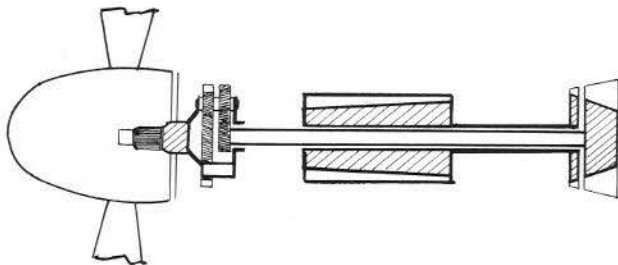


fig. 3

Come abbiamo già visto, la rumorosità è sensibilmente minore nei turbogetti a doppio flusso.

4-5 Fino alla velocità di 600 km/h l'elica ha un ottimo rendimento (dell'ordine di grandezza dell'80%); e sino a questa velocità è opportuno usare le turboeliche.

Queste vengono progettate in modo da far cedere alla turbina, che comanda il compressore e l'elica, quasi tutta l'energia dei prodotti della combustione che sfuggono poi, a bassa velocità, dall'ugello di scarico.

La tabella seguente riporta caratteristiche tecniche di alcune delle prime turboeliche.

Tipo	Potenza cavalli	Spinta kg.	cons. spec. kg/cav/h	Peso kg.
Mamba	1.480	134	0,31	370
Proteus	3.650	554	0,30	1.290
PwT 34	5.300	567	0,30	1.176
Orion	3.446	495	0,23	1.380

Nei motori alternativi si ha un consumo specifico dell'ordine di 0,22 kg/cav per ora; bisogna però, per un confronto con le turboeliche, tener presente anche la potenza sviluppata dalla spinta dei gas di scarico. Nel caso di volo normale si calcola la potenza risultante come somma della potenza disponibile sull'albero motore e della potenza determinata dalla spinta.

Potenza risul. = Potenza motore + Spinta x Velocità/75. Per conoscere la potenza disponibile al decollo si considera la potenza equivalente statica, che è stata definita notando che nella fase di decollo le eliche di rendimento medio determinano la spinta di 1,18 kg per cav. Dividendo pertanto la spinta del turbogetto per 1,18 si trasforma la spinta in potenza. Come esempio calcoliamo la potenza equivalente statica dell'Orion.

Potenza equival. statica =  $3.446 + 495/1,18 = 3.862$  cav.

Un motore a scoppio che sviluppasse questa potenza peserebbe circa 2.000 kg. mentre la turboelica Orion pesa 1.380 kg.

E' molto importante ridurre il numero di giri della turbina per semplificare la costruzione del

riduttore dei giri dell'elica in quanto la costruzione di un riduttore, per così elevate potenze ed elevato rapporto di riduzione (dell'ordine di 10), presenta difficoltà costruttive. Si impiegano pertanto turbine a più stadi poiché quanto più numerosi sono gli stadi della turbina tanto minori risultano i suoi giri.

Altro accorgimento costruttivo è la realizzazione di due turbine separate, delle quali quella ad alta pressione comanda il compressore tramite un albero cavo e quella a bassa pressione comanda l'elica tramite un albero coassiale all'albero cavo precedente (fig. 3). Tale sistema presenta i seguenti vantaggi:

a) Permette al complesso turbina-compressore di funzionare al migliore numero di giri, indipendentemente dal complesso turbina-elica che può funzionare anch'esso ad un numero di giri ottimale.

b) L'avviamento è più agevole poiché basta avviare solo il complesso turbina-compressore.

c) E' possibile una più rapida accelerazione dal minimo al massimo dei giri dell'elica a causa della minore inerzia della massa rotante.

d) Ad un numero di giri costante del compressore è possibile variare il numero di giri dell'elica.

e) Negli aeroplani plurireattori, nel caso di avaria di una turboelica, l'effetto di mulinello dell'elica è meno grave in quanto non si deve trascinare il compressore, come avverrebbe nel caso di turbina unica.

4-6 La ditta Lockheed ha costruito il quadrimotore da trasporto militare Hercules C.130, impiegato in molte nazioni, tra le quali l'Italia.

L'Hercules C.130 ha una notevole autonomia; a pieno carico raggiunge i 3.900 km; la velocità massima è di 600 km/h.

Le turboeliche montate sono le Allison T56-A-7A, della potenza di 4.050 cav. e del peso di 821 kg. Questa turboelica pesa  $\frac{821}{4.050} = 0,2$  kg per cavallo, quindi pesa meno della metà di un ottimo motore alternativo.

Il consumo specifico è di 0,24 kg per cavallo ora, quindi dell'ordine di grandezza di quello dei motori alternativi, e ciò permette all'aereo Hercules una notevole autonomia.

A regime massimo il motore ruota a 13.820 giri al minuto; il riduttore dell'elica ha il rapporto di riduzione di 13,54.

Le camere di combustione sono 6, del tipo cannulare. La portata di aria è di 14,7 kg al secondo ed il rapporto di compressione è di 9,25.

4-5 E' strano notare, come visto nella II parte del testo, che alcuni anni prima che venissero costruiti i turbogetti, negli USA ed in Germania si studiavano le turboeliche ed i turbogetti a ventola intubata. Infatti, ad un primo esame, questi due tipi di motori apparivano di più facile realizzazione, specie per le modeste temperature richieste nella combustione.

La realizzazione dei turbogetti fece sospendere queste ricerche che furono poi riprese quando i progressi della metallurgia permisero elevate temperature dei prodotti della combustione all'ingresso in turbina, con una conseguente alta velocità di sfuggita dall'ugello di scarico e con rilevante perdita di energia cinetica.

## 5 - Aumento della spinta

5.1 Il turbogetto ha la caratteristica di avere una spinta all'incirca costante con il variare della velocità dell'aeroplano. Al contrario il motore alternativo ha la caratteristica di avere una potenza all'incirca costante con il variare della velocità dell'aeroplano. Poiché fra potenza, spinta e velocità esiste la relazione

$$\text{potenza} = \text{spinta} \times \text{velocità}$$

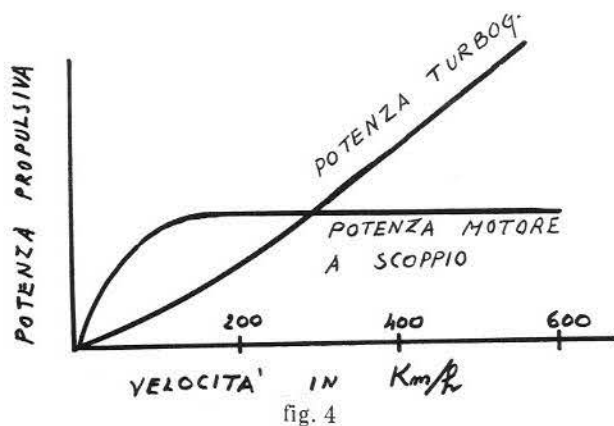
l'andamento delle potenze in funzione della

velocità è rappresentata dal diagramma seguente (fig. 4), nel quale è stato tenuto conto che il rendimento dell'elica diminuisce notevolmente alle basse velocità (0-100 km/h).

Si nota come nella zona delle velocità di decollo (0-200 km/h) la potenza disponibile con il motore alternativo sia notevolmente superiore a quella del turbogetto.

Questo spiega come la minore potenza del tur-





bogetto nella fase di decollo, rispetto alla corrispondente potenza del motore alternativo, richieda un percorso di decollo notevolmente più lungo. (Esiste anche un altro fattore che determina una maggiore lunghezza di decollo dell'aeroplano a reazione ed è dovuta alla maggiore velocità di coincidenza della potenza disponibile e della potenza necessaria al volo).

Questa difficoltà del turbogetto, in una fase così critica come il decollo, può essere accentuata da altri fattori, come la temperatura esterna elevata. Quindi è molto utile di disporre di mezzi per aumentare la spinta in condizioni di emergenza.

5-2 Un sistema per aumentare la spinta è quello dell'iniezione di liquido. Se all'ingresso del compressore si inietta un liquido questo evapora ed abbassa la temperatura dell'aria che affluisce attraverso il compressore, con conseguente diminuzione della potenza necessaria alla compressione e fornita dalla turbina. Conseguentemente l'energia disponibile all'ugello di scarico, e trasformabile in spinta, risulta maggiore.

Poiché la temperatura nelle camere di combustione risulta inferiore, si può inviare altro carburante che aumenta ancora la spinta nel getto. Allo scopo di evitare complicazioni del circuito carburante si usa una miscela del 70% di acqua e 30% di metanolo, in modo che il peso di metanolo corrisponda al peso di carburante in più che si sarebbe dovuto inviare a causa della minore temperatura.

La miscela acqua-metanolo presenta anche la buona caratteristica di congelare a temperatura sensibilmente inferiore a zero gradi.

Qualora si prelevi dell'aria dal compressore per

pressurizzare la cabina pilota od i serbatoi carburante tale sistema non può impiegarsi; si è pertanto costretti ad inviare la miscela acqua-metanolo direttamente nelle camere di combustione. In tal modo però diminuisce l'aumento della spinta mentre cresce il consumo di liquido.

5.3 Un altro sistema per aumentare la spinta è quello del post-bruciatore.

Abbiamo visto al par 3-2 della II Parte come la dosatura media dei turbogetti è di 60, ossia 1 kg di carburante brucia con 60 kg di aria.

Poiché è 15 il rapporto stechiometrico (cioè la dosatura che permette di bruciare tutto il carbonio e l'idrogeno del carburante utilizzando tutto l'ossigeno dell'aria) risulta che nei prodotti della combustione, che sfuggono dalla turbina solo 1/4 dell'ossigeno è stato utilizzato, e che la parte rimanente di ossigeno può essere ancora utilizzata per bruciare ulteriore carburante. Inoltre, considerato che:

- la temperatura dei prodotti della combustione si è abbassata di circa 150° attraversando le palette della turbina;

- i prodotti della combustione non debbono più agire su altre parti mobili.

Ne deriva che altro carburante può essere bruciato nel convogliatore di scarico.

Il post-bruciatore provvede a far avvenire una combustione addizionale dopo che i prodotti della combustione hanno attraversato le palette della turbina. La temperatura, che qui raggiunge circa 1.600°, determina un aumento della velocità del getto e quindi della spinta.

Il rendimento della post-combustione è modesto, e quindi il consumo di carburante è notevole; occorre pertanto limitare l'uso del post-bruciatore per non compromettere l'autonomia. Con l'aumento della velocità dell'aeroplano cresce la spinta del post-bruciatore; ad esempio se al decollo si ha un aumento di spinta del 35%, volando a 1000 km/h si può avere un aumento della spinta del 70%.

L'impiego del post-bruciatore richiede che il turbogetto sia dotato di ugello a sezione variabile, che si porta a massima apertura quando è in funzione il post-bruciatore. (ved. fig. 5 che riporta il J.79 montato sul velivolo F.104).

## 6 - Decollo verticale e decollo corto

6-1 Il problema del decollo e dell'atterraggio verticale (V.T.O.L. = Vertical take-off landing) ed il problema del decollo e dell'atterraggio corto (S.T.O.L. = Short take-off landing) interessano vari campi della scienza aeronautica, dall'aumento della portanza delle ali mediante aspirazione dello strato limite agli elicotteri.

Questi due tipi di decollo V.T.O.L. e S.T.O.L. sono attualmente di una rilevante e notevole importanza per esigenze militari: invulnerabilità degli aerei al suolo e disponibilità delle piste. La guerra di Polonia aveva già posto in risalto questi due aspetti dell'impiego aereo; la guerra dei sei giorni lo ha confermato in modo inequivocabile.

Nel giugno 1967 la situazione aerea dell'Egitto e di Israele era la seguente:

Egitto:

500 aerei operativi, tra i quali:

30 bombardieri medi Tu-16

40 bombardieri leggeri Il-28

130 caccia MIG-21

150 caccia-bombardieri MiG-15 e MIG-17

80 caccia MIG-19

Israele

350 aerei operativi, tra i quali:

20 bombardieri leggeri Vautour 2A

72 caccia intercettori Mirage III CJ

18 caccia intercettori Super-Mystère

40 caccia bombardieri Mystère IV A

40 caccia bombardieri Ouragan

Le forze aeree della Giordania, della Siria, dell'Irak, che contemporaneamente si scontrarono con Israele, disponevano di circa 300-400 aerei. La mattina del 5 giugno 1967 gli aerei israeliani attaccarono 16 aeroporti egiziani senza alcun preavviso; è da notare però che, data la tensione esistente fra i due paesi, doveva pur esistere un controllo degli spazi aerei.

I piloti israeliani volarono a bassa quota per sfuggire all'intercettazione dei radar; ciò fu possibile perché la notevole diminuzione di autonomia che subisce un aereo a reazione nel volo a bassa quota (ved. allegato F) non aveva im-

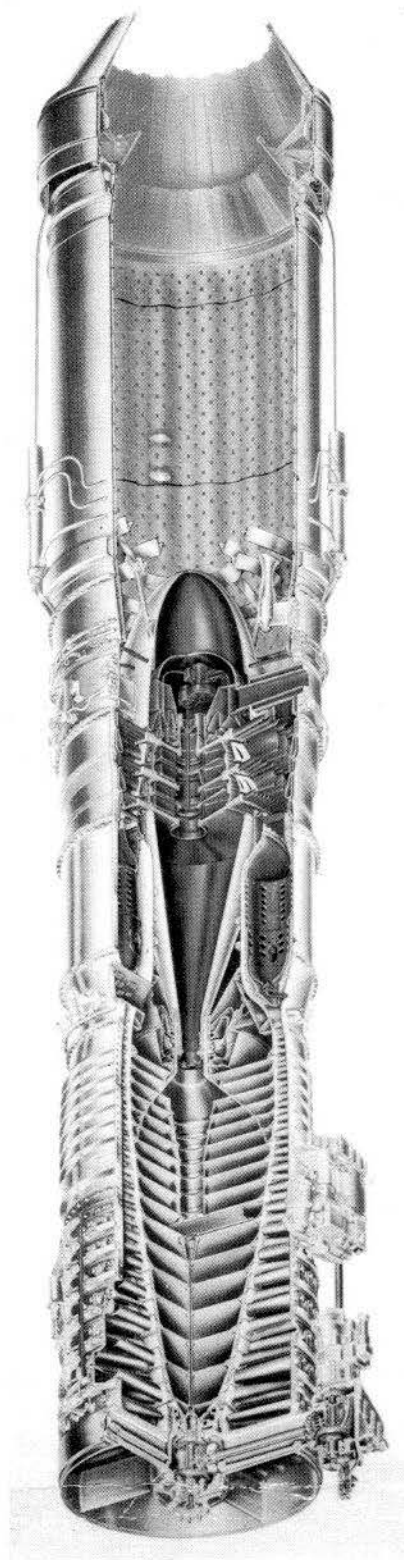


fig. 5

portanza nell'azione, considerata la modesta distanza esistente fra Israele e gli aeroporti da colpire.

In meno di 3 ore di attacchi, eseguiti con bombe normali, con bombe al napalm, con razzi aria-terra, gli israeliani distrussero 374 aerei; il secondo giorno furono distrutti altri aerei con un totale di 416. Gli israeliani persero solo 26 aerei.

Appare quindi evidente come l'aereo, pur con la sua spaventosa potenza distruttiva che ha quando è in volo, risulta quasi indifeso quando è a terra su un aeroporto; qui gli schieramenti di aeroplani sono facili bersagli per le moderne armi aeronautiche.

Per di più l'aeroporto è facilmente localizzabile dall'alto, per le lunghe piste di decollo, e può essere messo in condizioni di non agibilità bombardandone le piste.

La soluzione ideale e completa del problema della sicurezza a terra sarebbe quella di avere gli aeroplani dislocati in luoghi sconosciuti al nemico: a causa delle comunicazioni radio e dello spionaggio, ciò può ottenersi solamente cambiando la dislocazione degli aerei più volte la settimana.

Questa soluzione richiede che l'aereo possa decollare ed atterrare in un luogo dove non esista la necessità di lavori preventivi.

6.2 Il problema del decollo verticale è veramente complesso perché l'aeroplano, per sollevarsi, deve disporre di una spinta verticale che è superiore al suo peso di circa il 15%; un aeroplano del peso di 10.000 kg deve disporre di una spinta verticale di 11.500 kg.

Tralasciando alcune soluzioni macchinose, come turbogetti rotanti applicati all'estremità delle ali, verso il 1960 si seguivano 2 indirizzi diversi.

a) Dotare l'aeroplano di turbogetti disposti verticalmente per assicurare, al decollo ed all'atterraggio, la spinta necessaria (11.500 kg nel caso dell'aeroplano precedente) e di un turbogetto longitudinale per assicurare la spinta nel volo orizzontale (ad esempio spinta di 6.000 kg).

b) Dotare l'aeroplano di un turbogetto con spinta di direzione variabile (11.500 kg nel

caso dell'aeroplano precedente). Al decollo ed all'atterraggio la spinta è diretta verso l'alto; nel volo, poi, il getto gradualmente si dispone in posizione orizzontale per assicurare i 6.000 kg di spinta necessari al tipo di aeroplano precedentemente preso in esame.

La realizzazione di un turbogetto con spinta di direzione variabile presentava difficoltà notevoli di carattere tecnico e pratico, sia per le sensibili perdite di energia nella deviazione del flusso dei gas e dell'aria, sia per la variazione del centro di spinta del getto.

Accurate ricerche e approfonditi studi hanno permesso di evitare gli inconvenienti suddetti; il primo turbogetto di questo tipo è stato il Bristol Siddeley 53, nel quale, in qualsiasi posizione dei 4 ugelli di scarico, la spinta è sempre diretta verso il baricentro dell'aeroplano.

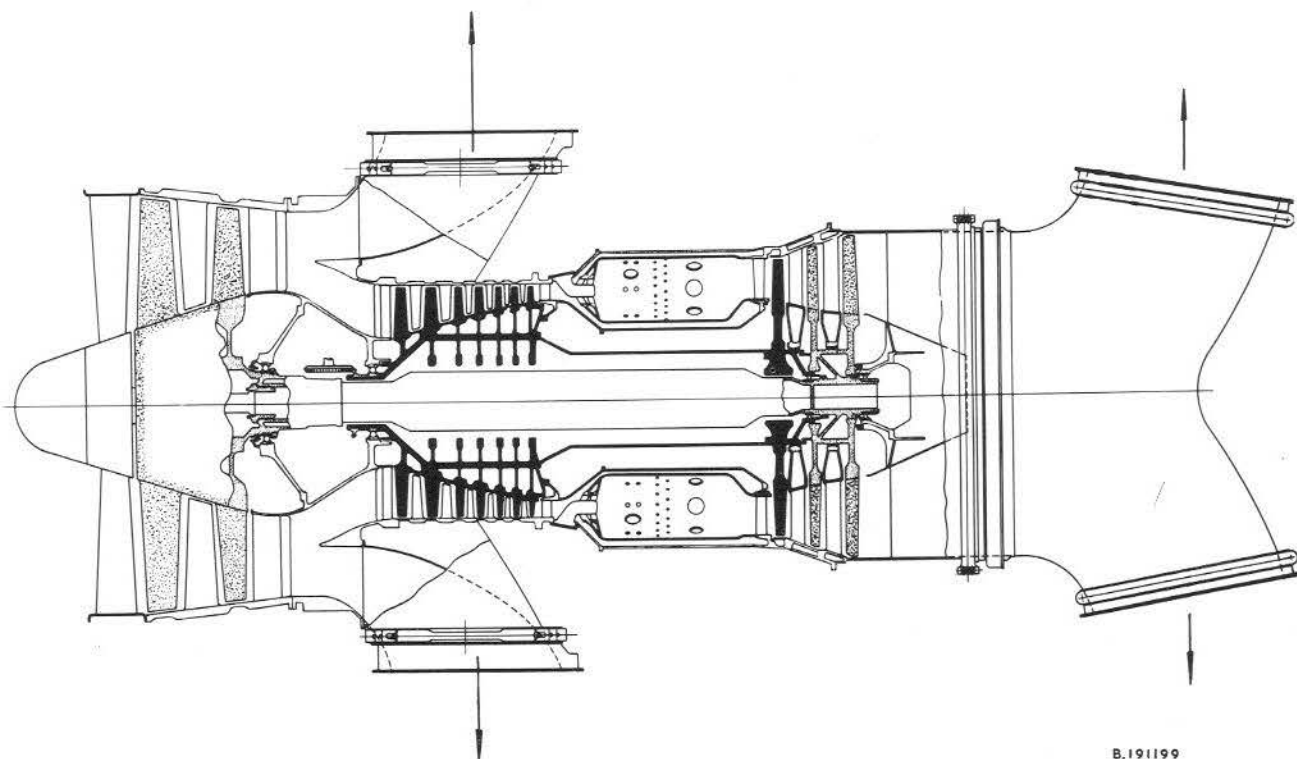
Questo turbogetto è a doppio flusso (fig. 6); la turbina a bassa pressione comanda una ventola intubata, e parte dell'aria compressa da questa ventola viene espulsa da due ugelli a direzione variabile. L'aria residua viene compressa da un compressore comandato dalla turbina ad alta pressione ed inviata alle camere di combustione. Dopo aver attraversato le due turbine i prodotti della combustione vengono espulsi da altri due ugelli a direzione variabile.

Questo turbogetto ha un basso consumo specifico, perché a doppio flusso; permette di invertire la spinta frenando l'aeroplano. In seguito è stato costruito il Bristol Siddeley Pegasus (fig. 7-8-9), montato sull'aereo Hawker P 1127.

6-3 La soluzione con turbogetto verticale (lift engine), per decollo ed atterraggio, e turbogetto longitudinale per assicurare la spinta di volo, presenta l'inconveniente del maggior peso per la presenza contemporanea di turbogetti di decollo e di turbogetti di spinta.

Questo maggior peso non è però notevole perché i turbogetti verticali «lift engines» risultano molto più leggeri dei turbogetti normali, pesando solo un terzo circa di questi. Ciò dipende da due cause.

Durante il volo i «lift engines» funzionano solo al decollo ed all'atterraggio, cioè per qualche minuto, mentre il turbogetto di spinta orizzon-



B.191199

fig. 6

tale deve funzionare per qualche ora. A causa della brevità di impiego dei turbogetti verticali, il materiale di questi può essere sollecitato maggiormente di quello del turbogetto di spinta orizzontale.

I «lift engines» debbono essere costruiti di piccole dimensioni per poterli alloggiare in fusolie-

ra; per assicurare la spinta necessaria se ne montano un certo numero (da 6 a 10). Le dimensioni ridotte comportano un sensibile miglioramento del rapporto spinta-peso.

Infatti la spinta è all'incirca proporzionale alla quantità di aria che entra dal boccaglio in un secondo, cioè proporzionale al quadrato del

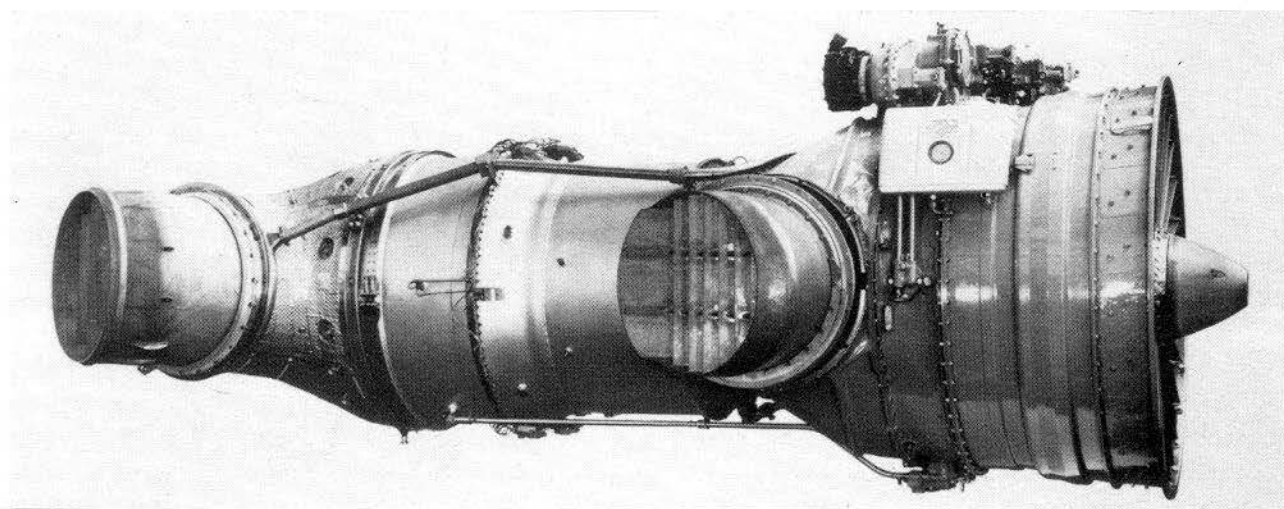


fig. 7



diametro. Il peso del turbogetto è all'incirca proporzionale al volume, cioè al cubo del diametro. Ciò è alquanto approssimativo perché la lunghezza delle camere di combustione non segue questa legge. In ogni modo si verifica che la spinta per kg di peso, aumenta con la diminuzione delle dimensioni del turbogetto. I piccoli turbogetti risultano quindi più leggeri. Questo spiega perché in alcuni aerei plurireat-

tori si è preferita l'installazione di due turbogetti accostati in luogo di un unico turbogetto con spinta doppia.

6-4 La soluzione dei «lift engines» presenta l'inconveniente che al decollo, dovendosi provare i turbogetti di sollevamento, i prodotti della combustione battono nel terreno e vengono parzialmente riassorbiti dalla presa del compressore, con perdite di spinta per l'alta tempe-

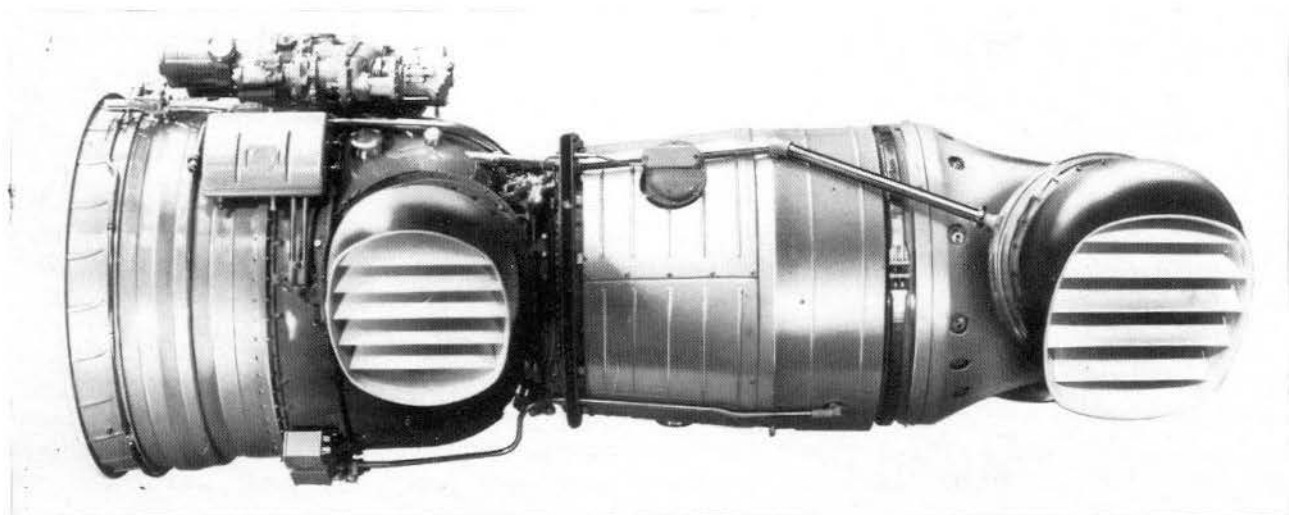


fig. 8

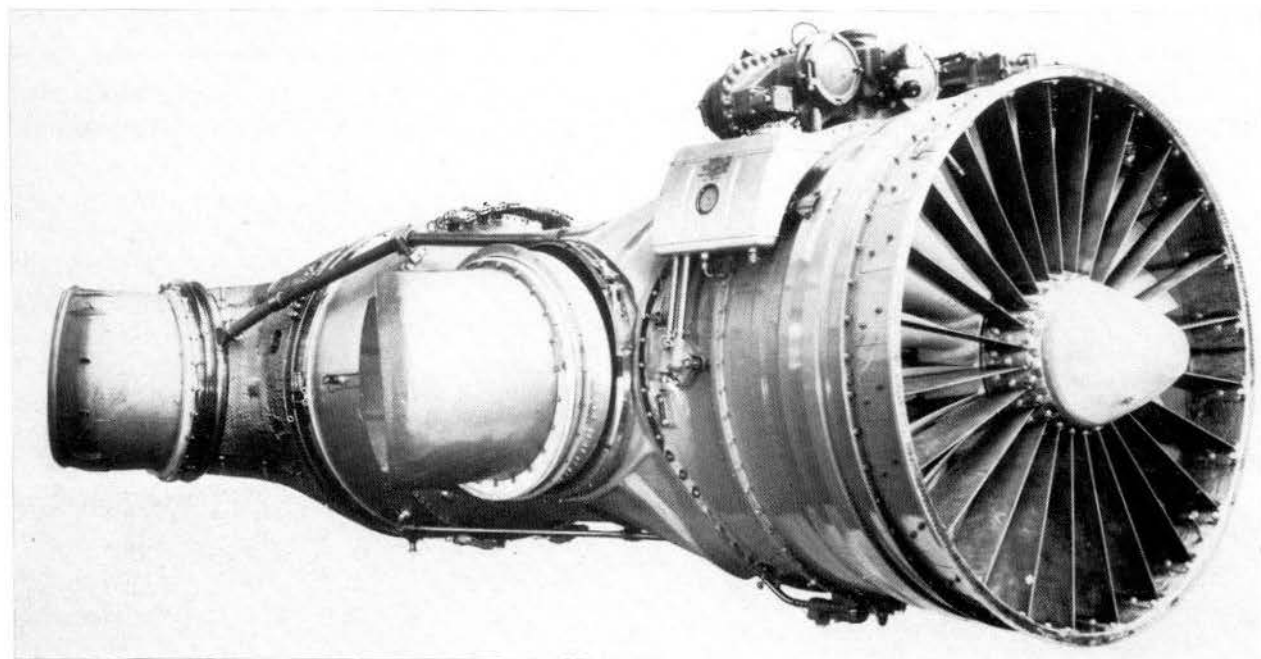


fig. 9

ratura e con danneggiamento del reattore per i detriti di terra sollevati dal suolo.

Nel caso invece di un turbogetto orientabile, tipo BS 53, la prova i decollo viene effettuata con getto orizzontale e solo nel momento del decollo si porta il getto in assetto verticale.

Dopo molte polemiche sulle due soluzioni, anche in riunioni NATO, si è giunti ad una terza, che prevede contemporaneamente turbogetti a spinta variabile e turbogetti di sollevamento.

In questo caso e sempre considerando l'aeroplano precedente (che richiede una spinta di

6.000 kg. per volare alla velocità prevista dall'impiego ed una spinta di 11.500 kg. per decollare ed atterrare) si monta un turbogetto a spinta variabile di 6.000 kg e dei turbogetti di sollevamento di  $11.500 - 6.000 = 5.500$  kg di spinta.

Al decollo ed all'atterraggio l'azione contemporanea dei turbogetti di sollevamento (5.500 kg) e del turbogetto di spinta variabile con scarichi rivolti verticalmente in basso (6.000 kg) assicura la spinta necessaria alla manovra.

## 7 - Combustione

7-1 La combustione è un complesso fenomeno fisico-chimico che deve avvenire rapidamente nelle camere di combustione per avere una fiamma corta (e quindi corta camera di combustione), mentre la miscela è dotata di alta velocità (per diminuire la sezione delle camere). La fiamma deve risultare stabile a tutti i regimi e le quote di volo; inoltre, nella sezione di ingresso alla turbina, le velocità e le temperature dei prodotti alla combustione debbono essere poco diverse. Questo spiega gli inconvenienti e le difficoltà incontrate dai turbogetti della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale, sia tedeschi che inglesi, riguardo alla combustione.

Considerando l'enorme quantità di carburante bruciato in un turbogetto, risulta evidente come le esigenze di leggerezza e di dimensioni ridotte comportino combustioni rapide ad alta intensità che, d'altro canto, contrastano con la stabilità di fiamma.

La durata della combustione diminuisce quanto più finemente è polverizzato il combustibile.

Già verso la fine della 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale gli inglesi costruirono un bruciatore (detto anche iniettore, polverizzatore, atomizzatore) a camera vorticoso nel quale il carburante arrivava tangenzialmente e sfuggiva poi in microscopiche goccioline (fig. 9 della II Parte).

Questo bruciatore non poteva assicurare un perfetto funzionamento a tutti i regimi del turbogetto compresi fra la portata massima (massimo regime al livello del mare) e la portata minima (minimo regime ad alta quota).

7-2 Attualmente si è realizzato il bruciatore Duplex 3, montato sull'Orpheus; questo presenta una valvolina che permette un'alimentazione separata del carburante nel caso di regime minimo e di regime normale.

Un'altro sistema per assicurare una buona combustione è stata la sostituzione del bruciatore ad iniezione con la combustione a vaporizzazione. Ciò si ottiene facendo passare il carburante su una superficie calda per far evaporare la maggior parte del combustibile.

Tale sistema è impiegato nel turbogetto Viper (montato sull'aereo d'addestramento Macchi MB.326) e nel turbogetto J 65 (montato sul caccia F 84).

Le fig. 13, 14 e 15 illustrano tale realizzazione nel caso del Viper, con il caratteristico tubo chiamato in gergo «manico d'ombrello»), che guida il carburante ad entrare nella camera di combustione in senso contrario al flusso dei prodotti della combustione. Delle spine esistenti nel tubo determinano un moto vorticoso che favorisce la vaporizzazione della miscela.

## 8 - I Bombardieri statunitensi dopo la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale

8.1 De Seversky asserì che è un errore fondare i piani strategici di una guerra futura su quanto è avvenuto in passato: sarebbe come combattere domani con le armi di ieri.

Anni or sono la guerra era considerata un'arte e le principali caratteristiche di un Capo militare erano l'eccezionale intuizione, la genialità, l'improvvisazione. Ma oggi, con il favoloso progresso della tecnica, la guerra è divenuta un complesso di molte scienze esatte; la guerra viene così dominata da equazioni che tengono conto di tutti i parametri che la influenzano. Addirittura poi calcolatori elettronici permettono di conoscere il risultato di un combattimento aereo sulla base delle caratteristiche degli aerei.

La guerra ha così cessato di essere un'arte ed è divenuta una scienza.

8-2 Questo aspetto attuale della guerra è messo in risalto dall'evoluzione dei bombardieri statunitensi.

La guerra col Giappone fu combattuta principalmente con il quadrimotore Superfortezza B-29 (ved. par. 18-7 della 1<sup>a</sup> Parte). Soffermiamoci su questo bombardiere per notare come, anche se un'arma si è dimostrata perfetta ed efficiente, debba essere sostituita quando le mutate condizioni politiche e soprattutto l'evoluzione della tecnica (nel caso in esame i mezzi propulsivi in particolar modo) permettano soluzioni più aggiornate.

Nel marzo 1945 furono lanciate su Tokyo 1.600 tonnellate di bombe al napalm da 334 Superfortezze B-29. Fu un'apocalissi; una bufera di fuoco distrusse completamente 40 km. quadrati della città.

Morirono 84.000 giapponesi e ne furono feriti 41.000; un milione di abitanti rimase senza casa. Qualche giorno dopo fu bombardata, sempre con bombe al napalm, Nagoya, città sede di una sviluppata industria aeronautica.

Due giorni dopo 301 B-29 bombardarono Osaka, distruggendo nella zona industriale 119 grandi fabbriche e 135.000 case; risultarono uccise 4.000 persone e 8.500 ferite.

In seguito fu bombardato Kobe, poi di nuovo Nagoya. Le May, il Capo che dirigeva le operazioni, comunicò a Washington che era certo di riuscire, con i bombardamenti, a far arrendere i giapponesi, senza la necessità di alcuna invasione.

8-3 Ripresero i bombardamenti e contemporaneamente si incominciarono ad addestrare 7 equipaggi di B-29 per l'impiego della bomba atomica: questa piccola formazione di superfortezze andava a bombardare città giapponesi da 9.000 metri di quota con bombe al tritolo da 4.500 kg. Questo tipo di bomba aveva caratteristiche aerodinamiche simili alla bomba atomica.

Del lancio della bomba fu incaricato il col. Tibbets, con il B-29 Enola Gay. Questo pilota doveva scegliere la città da bombardare in base alle notizie meteorologiche fornite da un altro B-29, distante 2 minuti di volo.

L'Enola Gay volava a 530 km/h a 9.300 metri di quota quando sganciò la bomba atomica che pesava 4.500 kg. e che scoppiò a 600 metri sopra Hiroshima.

La città fu praticamente distrutta e morirono circa 80.000 giapponesi. Per quanto terrificante, fu molto più distruttivo il precedente bombardamento di Tokyo del 9 marzo, ma per questa azione necessitarono 334 B-29 mentre per Hiroshima ne occorre uno solo.

8-4 Al termine della guerra lo Stato Maggiore statunitense non dormì sugli allori; si era reso conto come i B-29 avessero un limitato raggio d'azione e come un bombardiere di grande autonomia avrebbe assicurato l'intervento aereo in ogni evenienza, anche se qualche base fosse andata perduta. Nell'immediato dopo guerra la ditta Pratt-Whitney, dopo molti tentativi, aveva realizzato il motore stellare P.W.R. 4360-41, con 4 stelle di 7 cilindri ciascuna (ved. par. 6-9 della 1.<sup>a</sup> parte). Disponendo la serie dei cilindri delle 4 stelle secondo un'elica, mediante 7 carenature elicoidali si era riusciti ad assicurare una buona e regolare refrigerazione anche alla quarta stella dei cilindri.

Si era così ottenuto un motore di eccezionale cilindrata, 71,5 litri, e di eccezionale potenza (3.500 cav.).

Preso tale motore come base per il progetto di un bombardiere esamotore, si realizzò il Convair B-36, che aveva in quel periodo prestazioni eccezionali. A pieno carico il bombardiere pesava 126.000 kg ed aveva la velocità max di 560 km/h; il plafond era di 12.000 metri e l'autonomia max era di 16.000 km con 4.500 kg di bombe.

Il peso max di bombe era di 38.000 kg, cosicché questo aeroplano avrebbe potuto trasportare 3 nostri bombardieri, tipo S.79 o BR.20, a pieno carico!

L'armamento difensivo era costituito da 6 torrette retrattili, ognuna armata con due cannoni cal. 20 millimetri; queste torrette erano comandate a distanza, come già era stato realizzato in Italia, durante la guerra, sul bombardiere quadrimotore Piaggio P.108.

8.4 Il bombardiere esamotore Convair B-36 costituì la forza dello Strategic Air-Command, ma quando verso il 1954 si conobbe che anche l'U.R.S.S. disponeva di bombe atomiche e di aerei a grande autonomia, pur se non intercontinentali, gli U.S.A. ritennero necessario orientare diversamente la loro strategia e produzione aerea. Decisero di impiegare bombardieri a reazione con velocità di circa 1.000 km/h; purtroppo l'autonomia di questi bombardieri non poteva essere molto grande.

Con questo indirizzo, che era conseguente alle possibilità tecniche costruttive dei turbogetti allora disponibili, si realizzò il bombardiere a 6 reattori Boeing Stratojet B-47, che raggiungeva i 960 km/h. Questo bombardiere pesava 90.000 kg., aveva il plafond di 12.800 metri e trasportava 9.000 kg di bombe; l'autonomia era di 5.000 km.

I turbogetti montati erano i General Electric J-47-GE-25A della spinta di 3.270 kg. con iniezione di acqua (ved. par. 9-2).

Al decollo l'aereo utilizzava anche la spinta di 3 razzi Jato, per complessivi 1.360 kg.

A causa dell'autonomia non intercontinentale

l'impiego dello Stratojet B-47 era vincolato alla disponibilità di opportune basi aeree.

Non appena il progresso dei turbogetti e la realizzazione di turbogetti a doppio flusso ridusse sensibilmente il consumo specifico di carburante, si realizzò il famoso bombardiere intercontinentale ad 8 reattori B-52 Stratorftress. I turbogetti a doppio flusso montati erano i Pratt-Whitney J 57-P-43W da 6.240 kg. di spinta (ved. par. 9-2), posti in coppia in gondole alari.

A punto fisso questi turbogetti hanno il consumo specifico di 0,76 kg per kg di spinta all'ora contro 1 kg per kg. di spinta all'ora dei turbogetti del B-47.

Il B-52 ha la velocità di 1.000 km/h, il plafond di oltre 15.000 m.; l'autonomia max di 14.500 km; pesa 221.000 kg. e può portare un carico di bombe di 38.000 kg., cioè, come già detto per il B-36, può trasportare 3 bombardieri tipo S.79 o BR.20 a pieno carico.

8-6 La spinta max, con postbruciatore in funzione, degli 8 reattori al livello del mare è di  $8 \times 6.240 = 49.930$  kg.

Alla velocità di 1.000 km/h (278 m/sec) la potenza sviluppata (ved. par. 2-7 della II Parte) risulta

$$\frac{49.920 \times 278}{75} = 185.000 \text{ cav.}$$

Una volta tanto può essere concesso di fare della fantascienza; pensiamo di voler sostituire i turbogetti del B-52 con dei motori alternativi che extraterrestri ci hanno insegnato a costruire con le seguenti caratteristiche:

— un rendimento di 0,7 dell'elica alla velocità di 1.000 km/h;

— motori alternativi della potenza di 33.000 cavalli e dello stesso ingombro frontale di quello dei turbogetti del B.52.

La potenza necessaria dei motori a scoppio risulterebbe di

$$\frac{185.000}{0,7} = 265.000 \text{ cav.}$$



Occorrerebbero quindi otto motori a scoppio della potenza di

$$\frac{265.000}{8} = 33.000 \text{ cav.}$$

Considerando il peso unitario di 0,5 kg per cavallo, il peso totale dei motori a scoppio sarebbe di

$$265.000 \times 0,5 = 132.500 \text{ Kg.}$$

I turbogetti pesano in totale

$$1.775 \times 8 = 14.200 \text{ Kg.}$$

La differenza del peso dei mezzi propulsivi risulta di

$$132.500 - 14.200 = 118.300 \text{ Kg.}$$

Con tutti i miracoli permessi dagli extraterrestri, il B-52 con motori a scoppio peserebbe 118.300 kg in più, cioè la metà del peso del bombardiere a pieno carico!.

Questo strano esempio numerico mette in risalto come le eccezionali prestazioni degli attuali aeroplani sono permesse dai turbogetti, che sviluppano potenze enormi e non comparabili con quelle dei motori alternativi. Ciò dipende dal fatto che il motore alternativo trasforma l'energia chimica del carburante in potenza solamente nella fase di scoppio, che è una piccola frazione del ciclo termodinamico, mentre il turbogetto trasforma continuamente l'energia chimica del carburante in potenza propulsiva durante tutto il suo funzionamento.

Riguardo al regalo degli extraterrestri consideriamo l'ingombro frontale dei due mezzi propulsivi.

Come riportato nel par. 10-1 della I Parte, durante la 2ª Guerra Mondiale un metro quadrato di ingombro frontale forniva la potenza di 1.000 cav. nei motori stellari e 1.800 cav. nei motori raffreddati a liquido.

Esaminiamo la potenza fornita dagli attuali turbogetti alla velocità presa in considerazione nel precedente esempio numerico (278 m/sec).

Nel par. 9-2 e seguenti vengono riportate le superfici frontali dei turbogetti per 1.000 kg di

spinta, dell'ordine di grandezza di 0,10 mq.; cioè 1 mq. fornisce la spina di 10.000 kg.

Alla velocità di 278 m/sec. (1.000 km/h), considerando il rendimento dell'elica di 0,7, un mq. di ingombro frontale fornisce la potenza di:

$$\frac{10.000 \times 278}{75 \times 0,7} = 53.000 \text{ cav.}$$

Questo enorme incremento della potenza disponibile per metro quadrato di ingombro frontale, cioè l'aumento di:

$$\frac{53.000}{1.800} = \text{circa } 30$$

è uno degli elementi che ha permesso di raggiungere le prestazioni degli attuali aerei.

Quando si parla dell'aerodinamicità dei moderni aeroplani bisogna considerare che questa eccezionale qualità non è dipesa da ulteriori ritrovati e perfezionamenti della scienza dell'aerodinamica, ma principalmente dalla disponibilità di mezzi di propulsione notevolmente meno ingombranti. Poi, la possibilità di installare i turbogetti dopo l'ala, verso la coda (come nel Sud-Aviation SE 210, nel Caravelle, nel Hawker Siddeley, nel Trident ecc.), ha permesso di lasciare l'ala pulita, con il flusso regolare intorno ad essa, assicurando quindi una grande efficienza aerodinamica.

8-7 Gli statunitensi proseguirono l'aggiornamento del mezzo aereo realizzando il bombardiere supersonico Convair B.58 con ala a delta. Ne fu sospesa la produzione perché, pur volando a Mach 2, non possedeva una autonomia intercontinentale.

L'orientamento operativo ideale era di disporre di un bombardiere che potesse eseguire tutta la missione a velocità supersonica, e non solo parzialmente, come avveniva nei precedenti aerei. Previsto il volo a Mach 3 con una autonomia di 12.300 km. senza rifornimento in volo, risultava necessaria una quantità di carburante di circa 160.000 kg., valore troppo elevato per permettere la realizzazione pratica del bombardiere.

L'enorme peso di carburante indusse a ricerche

per realizzare turbogetti alimentati con carburanti sintetici, ad alto potere calorifico.

La General Electric progettò un turbogetto di tal tipo, ma l'uso del carburante sintetico presentava alcuni inconvenienti; infine la General Electric realizzò il turbogetto J 93 - G3 con spinta di 14.000 kg con postbruciatore in funzione. (ved. par. 9-2). Il consumo specifico a punto fisso è di 0,7 kg/kg/h; questo basso consumo specifico deriva dal fatto che le palette del 1° e 2° stadio della turbina sono refrigerate ad aria, permettendo una temperatura dei prodotti della combustione di 1.150°. Le palette ed i dischi del compressore sono realizzati in lega di titanio.

Basandosi su questo turbogetto fu progettato e realizzato il bombardiere esamotore B-70 Valkyrie, che risponde alle precedenti caratteristiche operative di autonomia di 12.000 km, sempre a velocità supersonica di 3 Mach.

Data la grande quantità di carburante trasportato (136.000 kg), alcuni serbatoi sono esterni e sganciabili in volo.

Il B-70 è previsto per impiegare sia bombe normali che bombe atomiche. Il peso totale di questo bombardiere esamotore è di 240.000 kg. Ma nel 1959, con il nuovo indirizzo di ricorrere a sistemi di bombardamento missilistico, il programma del B-70 fu ridotto alla costruzione di un solo esemplare prototipo.

Nel 1960 furono disponibili 265 milioni di dollari per il programma dei B-70; con tali fondi si sarebbe potuto costruire una fusoliera per le prove statiche e 12 bombardieri completi, ma nel marzo del 1961 il presidente Kennedy annunciò che il progresso tecnico avvenuto nel campo missilistico rendeva non necessario, ed economicamente non giustificabile, la produzione di B-70.

Il presidente Kennedy precisò che il programma, anche se ridotto, del B-70 sarebbe stato proseguito allo scopo di esplorare essenzialmente i problemi del volo a 3 Mach con un bombardiere. Fu stabilito di costruire tre B-70 per tale scopo, ma nel marzo 1963 il programma fu ridotto a soli due aerei.

Il carburante contenuto nei serbatoi esterni si

riscalda sensibilmente a causa dell'alta velocità dell'aereo (par. 1-3). Per evitare autocombustioni i serbatoi vengono pressurizzati con azoto e debbono quindi essere costruiti a tenuta perfettamente stagna. All'inizio si verificarono inconvenienti per perdite nei serbatoi, ma in seguito si riuscì ad ottenere una perfetta tenuta.

Il primo B-70 volò nel settembre 1964.

8-8 Lo sviluppo dei missili ha ridotto l'importanza del bombardamento aereo, tanto da determinare l'abbandono del programma dei B-70 Valkyrie. Analogamente è avvenuto in Inghilterra, che pure era stata all'avanguardia in questo campo con la costruzione del Canberra, il primo bombardiere a reazione realizzato nel mondo.

Il Canberra era dotato di 2 turbogetti Rolls-Royce Avon; poi furono sostituiti con 2 turbogetti Pratt-Whitney J.57 da 4.500 kg. di spinta ognuno.

Successivamente l'Inghilterra costruì tre tipi di bombardieri a reazione, il Victor, il Vulcan 698 e il Valiant 674. Questi erano dei quadrireattori a medio raggio d'azione ed avevano la velocità di oltre 950 km/h.

Ma anche l'Inghilterra ha ora abbandonato il programma dei bombardieri a reazione e si è orientata verso i missili.

8-9 Dopo il Valkyrie gli USA hanno progettato un nuovo bombardiere, il B-1, che dovrebbe sostituire il bombardiere B-52.

Il bombardiere strategico B-1A, costruito dalla ditta North-American Rockwell, è a geometria variabile, cioè le ali possono ruotare indietro, diminuendo sia l'inclinazione che la superficie alare. Quando sono completamente estese le ali hanno l'inclinazione di 15°, quando sono tutte inclinate indietro hanno l'inclinazione di 67° 30'.

La velocità max è di 2,2 Mach a 12.500 m; la velocità di crociera è di 0,85 Mach; l'autonomia è di 9.800 km.

L'aereo pesa da 158.000 a 181.000 kg.

E' dotato di 4 turboventole General Electric F 101-GE-100, poste in corrispondenza del baricentro dell'aereo; le turboventole sono supersoniche ed ognuna sviluppa la spinta max di

7.700 kg.; con il postbruciatore in funzione la spinta raggiunge 13.600 kg. Confrontando questa turboventola con il turbogetto J.79, realizzato dalla stessa ditta (e costruito sotto licenza dalla Fiat), si nota che ha all'incirca lo stesso peso e lo stesso ingombro, ma che sviluppa una spinta doppia.

Il consumo specifico della turboventola F101-GE-100 è sensibilmente minore di quello dello J79 per la soluzione di turboventola adottata e per l'elevatissima temperatura dei prodotti della combustione all'ingresso in turbina: 1.370°, valore che non era stato mai raggiunto prima.

La prima prova a terra del F 101-GE-100 avvenne nel 1972, la prima prova in volo fu eseguita nel 1974.

La ventola è a due stadi, costruiti in titanio forgiato, e ad incidenza variabile. Il compressore ha 9 stadi; le prime 4 serie di palette sono in titanio, le altre 5 serie sono in acciaio speciale, a causa dell'alta temperatura raggiunta dall'aria in questa fase di compressione.

La camera di combustione è anulare e la combustione avviene per vaporizzazione; la turbina è a due stadi.

## 9 - *Principali turbogetti costruiti dopo la 2ª Guerra Mondiale*

9.1 E' opportuno fare alcune premesse riguardanti le caratteristiche dei turbogetti.

Quando esiste il postbruciatore il primo valore del consumo specifico si riferisce al postbruciatore in funzione; il secondo valore si riferisce al postbruciatore spento.

Il consumo specifico ha lo stesso valore sia espresso in kg. di combustibile per kg di spinta all'ora, sia espresso in libbre di combustibile per lb di spinta all'ora.

Le turboeliche vengono valutate con la potenza equivalente (ved. par. 4-5) che, nella fase di decollo, tien conto della potenza dell'albero motore e della potenza sviluppata dal getto.

### 9.2 *TURBOGETTI U.S.A.*

#### ALLISON TF 41-A-1

Turboventola a 2 alberi, con 3 ventole anteriori; compressore assiale a bassa pressione a 2 stadi e compressore assiale ad alta pressione ad 11 stadi. Rapporto di compressione 20.

Camera di combustione cannulare.

Portata d'aria 118 kg/sec a 8.900 giri al min.

Turbina a 4 stadi.

Area frontale: 0,73 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,15 mq.

Spinta al decollo: 6.460 kg.

Peso: 1.315 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,90 kg/kg

Consumo specifico: 0,63 kg/kg/h

Una di queste turboventole è montata sull'aeroplano Ling-Temco-Vought A-7D Corsair.

#### ALLISON 501-D22

Turboelica ad un albero; compressore assiale a 14 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a 4 stadi; rapporto di compressione 9,15; portata d'aria 15 kg/sec.

Potenza equivalente al decollo 4.050 cav.

Come illustrato al par. 4-5 la potenza equivalente al decollo è la somma della potenza sull'albero motore di 3.755 cav. più la potenza sviluppata dalla spinta di 355 kg; risulta infatti:

$$3.755 + 355/1,18 = 4.050 \text{ cav.}$$

Peso: 832 kg.

Rapporto peso-potenza: 0,21 kg per cav.

Consumo specifico: 0,24 kg/cav/h

Quattro di queste turboeliche sono montate sul cargo Lockheed Hercules L-382.

#### PRATT-WHITNEY J 57-P-43WB

Turbogetto a doppio flusso con compressore a bassa pressione a 9 stadi e compressore ad alta pressione a 7 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a 3 stadi.

Rapporto di compressione 12,5; portata d'aria 82 kg/sec a 9.500 giri/min; iniezione di acqua. Area frontale: 0,81 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,13 mq.

Spinta al decollo con getto d'acqua: 6.240 kg.

Spinta al decollo senza getto d'acqua: 5.080 kg.

Peso: 1.755 kg.

Rapporto spinta-peso: 3,55 kg/kg

Consumo specifico: 0,77 kg/kg/h

Otto di questi turbogetti sono montati sul bombardiere B-52G, otto della versione Wa sono montati sul bombardiere B-52F.

#### GENERAL ELECTRIC J47-GE-23

Turbogetto con compressore assiale a 12 stadi; 8 camere di combustione; turbina ad uno stadio.

Rapporto di compressione 5,5; portata d'aria 45 kg/sec a 7.950 giri al min.

Area frontale: 0,79 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,26 mq.

Spinta al decollo con iniezione miscela: 3.040 kg.

Spinta al decollo senza iniezione miscela: 2.630 kg.

Peso: 1.000 kg.

Rapporto spinta-peso: 3,00

Consumo specifico: 1 kg/kg/h

6 di questi turbogetti erano montati sul bombardiere B-47 Stratojet.

#### GENERAL ELECTRIC J93-GE-3

Turbogetto supersonico con postbruciatore; compressore assiale ad 11 stadi; camera di combustione anulare; turbina a 2 stadi; temperatura d'ingresso in turbina 1.149°.

Portata d'aria 125 kg/sec.

Area frontale: 1,39 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,10 mq.

Spinta al decollo con postbruciatore in funzione: 13.600 kg.

Spinta al decollo senza postbruciatore in funzione: 10.000 kg.

Peso: 2.270 kg.

Rapporto spinta-peso: 6 kg/kg

Consumo specifico: 1,80/0,70 kg/kg/h

6 di questi turbogetti sono montati sul bombardiere North-American XB-70B Valkyrie.

#### GENERAL ELECTRIC CJ-805-23B

Turboventola afterfan (le ventole sono sistemate

posteriormente come prolungamento delle palette della turbina); compressore assiale a 17 stadi; camere di combustione cannulare; turbina a 3 stadi; rapporto di compressione 13; portata d'aria 77 kg/sec a 7.310 giri al min.

Area frontale: 0,51 mq.

Area frontale dell'afterfan: 1,44 mq.

Spinta al decollo: 7.300 kg.

Peso: 1.708 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,28 kg/kg.

Consumo specifico: 0,53 kg/kg/h

Quattro di queste turboeliche serie CJ-805-3, 3A sono montate sull'aereo di linea Convair 880.

#### PRATT-WHITNEY JT3C-7

Turbogetto con compressore assiale a 16 stadi a doppio flusso (9 stadi a bassa pressione e 7 ad alta pressione); camera di combustione cannulare; turbina a tre stadi.

Rapporto di compressione 13; portata d'aria 85 kg/sec a 9.550 giri al min.

Area frontale: 0,76 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,14 mq.

Spinta al decollo: 5.440 kg.

Peso: 1.585 kg.

Rapporto spinta-peso: 3,43 kg/kg

Consumo specifico: 0,76 kg/kg/h

Quattro di questi turbogetti sono montati sull'aereo di linea Boeing 720; quattro della serie JT3C-6 sono montati sugli aerei di linea Boeing 707-120 e Douglas DC-8-10.

#### PRATT-WHITNEY JT3D-7

Turboventola a due alberi; ventola a due stadi; compressore assiale a bassa pressione a sei stadi e compressore assiale ad alta pressione a sette stadi; camera di combustione cannulare; turbina a quattro stadi. Portata d'aria 215 kg/sec.

Area frontale: 1,42 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,16 mq.

Spinta: 8.600 kg.

Peso: 1.930 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,45 kg/kg

Consumo specifico: 0,52 kg/kg/h

Quattro di queste turboventole sono montate sugli aerei di linea Boeing 770-320C e quattro sul DOUGLAS DC8-62-63.



#### GENERAL ELECTRIC GE 4

Turbogetto supersonico con postbruciatore; compressore assiale a 9 stadi; camera di combustione anulare; turbina a due dischi; temperatura d'ingresso alla turbina 1204°.

Area frontale: 2,79 mq.

Area frontale per 1.000 kg. di spinta: 0,10 mq.

Spinta al decollo con postbruciatore in funzione: 28.670 kg.

Spinta al decollo senza postbruciatore in funzione 19.690 kg.

Peso: 4.760 kg.

Rapporto spinta-peso: 6 kg/kg.

Consumo specifico 1,72/0,70 kg/kg/h.

Quattro di questi turbogetti sono montati sull'aereo di linea Boeing B2707 che vola a Mach 2,7.

#### GENERAL ELECTRIC CF 6-50 A.

Turboventola a due alberi; ventola frontale ad uno stadio; compressore a bassa pressione a tre stadi e compressore ad alta pressione a 14 stadi; turbina ad alta pressione a due stadi e turbina a bassa pressione a quattro stadi; rapporto di compressione totale 29,9.

Portata d'aria: 122 kg/sec.

Area frontale: 4,8 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,21 mq.

Spinta: 22.226 kg.

Peso: 3.674 kg.

Rapporto spinta-peso: 5,85 kg/kg.

Consumo specifico 0,62 kg/kg/h

Tre di queste turboventole sono montate sull'aereo di linea intercontinentale McDonnell Douglas DC-10-30, due turboeliche sono montate sull'aereo di linea Airbus Industrie A-300B.

#### GENERAL ELECTRIC GEA/J5P

Turbogetto con compressore assiale a 9 stadi; camera di combustione anulare; turbina a due stadi; postbruciatore; supersonico; invertitore di flusso; temperatura di ingresso in turbina 1.204 gradi.

Rapporto di compressione 12,5

Area frontale: 1,85 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,06 mq.

Spinta massima con postbruciatore in funz.: 31.116 kg.

Spinta massima senza postbruciatore in funz.: 23.360 kg.

Peso: 5.126 kg.

Rapporto spinta-peso: 6,07 kg/kg

Consumo specifico: 1,86/1,04 kg/kg/h

Quattro di questi turbogetti sono montati sull'aereo di linea supersonico (Mach 2,7) Boeing 2707-300.

#### PRATT-WHITNEY J T8D-9

Turboventola a due alberi; ventola a due stadi; compressore assiale a bassa pressione a quattro stadi e compressore assiale ad alta pressione a sette stadi; camera di combustione cannulare; turbina a quattro stadi; rapporto di compressione totale 16,9; portata d'aria 70,5 kg al secondo a 11.560 giri al minuto.

Area frontale: 0,94 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,14 mq.

Spinta massima: 6.570 kg.

Peso: 1.460 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,50 kg/kg

Consumo specifico: 0,56 kg/kg/h

Due di queste turboventole sono montate sull'aereo di linea Boeing 730-100-200; tre turboventole sono montate sull'aereo di linea Boeing 720-200; due turboventole sull'aereo di linea Douglas DC-9-20, 30, 40, C9-A; due turboventole sull'aereo di linea Super Caravelle 12 SNIAS.

### 9.3 TURBOGETTI INGLES

BRISTOL SIDDELEY PEGASUS 6. (ved. fig. 7 - 8 - 9)

Turboventola a tre stadi per decollo V/STOL. Due alberi; compressore assiale ad otto stadi; camera di combustione anulare; turbina a quattro stadi.

Dotato di P.C.B. (plenum chamber burning, ossia è possibile bruciare del carburante nel flusso di aria fredda, come illustrato nel par. 4-2).

Rapporto di compressione: 13,5

Portata d'aria: 88 kg/sec

Area frontale: 1,17 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,12 mq.

Spinta al decollo con P.C.B. in funzione: 9.525 kg.

Spinta al decollo senza P.C.B. in funzione: 8.600 kg.

Peso: 1.203 kg.

Rapporto spinta-peso: 7,7 kg/kg.

Consumo specifico: 0,60 kg/kg/h

Una di queste turboventole è montata sul caccia Hawker Siddeley Harrier.

#### BRISTOL SIDDELEY B.S.100-3

Turboventola a tre stadi e quattro getti orientabili per V/STOL.

Compressore assiale a sette stadi; camera di combustione anulare; turbina a tre stadi; dotato di P.C.B. (plenum chamber burning).

Rapporto di compressione: 16

Portata d'aria: 134 kg/sec.

Area frontale: 1,82 mq.

Area frontale per 1000 kg di spinta: 0,12 mq.

Spinta al decollo con P.C.B.: 15.350 kg.

Spinta al decollo senza P.C.B.: 12.250 kg.

Peso: 1.815 kg.

Rapporto spinta-peso: 8,45 kg/kg.

Consumo specifico: 0,58 kg/kg/h

#### BRISTOL SIDDELEY OLIMPUS 301

Turbogetto a doppio flusso; il compressore a bassa pressione ha 6 stadi di palette e quello ad alta pressione ha 7 stadi; turbina a due stadi; camera di combustione cannulare.

Area frontale: 0,89 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,10 mq.

Spinta al decollo: 9.000 kg.

Peso: 1.724 kg.

Rapporto spinta-peso: 5,26 kg/kg.

Consumo specifico: 0,75 kg/kg/h

Quattro di questi turbogetti sono montati sul bombardiere Hawker Siddeley Vulcan B-2

#### BRISTOL SIDDELEY/S.N.E.C.M.A. OLIMPUS 593

La ditta inglese costruisce la parte anteriore di questo turbogetto mentre la ditta francese S.N.E.C.M.A. costruisce la parte posteriore compreso il postbruciatore.

Quattro di questi turbogetti sono montati sul velivolo di linea B.A.C./Sud Aviation Concorde, che vola a 2,2 Mach.

Turbogetto a doppio flusso e due alberi; il compressore a bassa pressione ha 7 stadi; anche quello ad alta pressione ha 7 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a due stadi; supersonico.

Rapporto di compressione 14; portata d'aria 204 kg/sec a 7.000 giri al minuto.

Area frontale: 1,16 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,07 mq.

Spinta al decollo con postbruciatore: 16.240 kg.

Spinta al decollo senza postbruciatore: 14.890 kg.

Peso: 3.600 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,5 kg/kg

Consumo specifico in crociera: 0,70 kg/kg/h

#### ROLLS-ROYCE AVON 29/6

Turbogetto con compressore assiale a 17 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a tre stadi; rapporto di compressione 10,3; portata d'aria 84 kg/sec a 8.050 giri al min.

Area frontale: 0,89 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,15 mq.

Spinta al decollo: 5.715 kg.

Peso: 1.578 kg.

Rapporto spinta-peso: 3,62 kg/kg

Consumo specifico: 0,72 kg/kg/h

Due di questi turbogetti sono montati sull'aereo di linea Sud Aviation Caravelle 6R.

#### ROLLS-ROYCE CONWAY 12A

Turboventola con ventola a 7 stadi e compressore assiale a 9 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a tre stadi.

Rapporto di compressione 14; portata d'aria 98 kg/sec a 10.140 giri al min.

Area frontale: 0,89 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,11 mq.

Spinta al decollo: 8.165 kg.

Peso: 2.060 kg.

Rapporto spinta-peso: 3,96 kg/kg.

Consumo specifico: 0,69 kg/kg/h

Quattro di questi turbogetti sono montati sull'aereo di linea Boeing 707-420.

#### ROLLS-ROYCE SPEY 201

Turboventola supersonica a due alberi; 5 serie

di ventole anteriori; compressore a 12 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a 4 stadi; postbruciatore.

Rapporto di compressione 20; portata d'aria 56 kg/sec a 12.640 giri al min.

Area frontale: 0,73 mq.

Area frontale per 1.000 kg. di spinta: 0,08 mq.

Spinta al decollo con postbruciatore: 9.516 kg.

Spinta al decollo senza postbruciatore: 5.692 kg.

Peso: 1.633 kg.

Rapporto spinta-peso: 5,82 kg/kg.

Consumo specifico: 1,95/0,63 kg/kg/h

Due di queste turboventole sono montate sui caccia McDonnell Phantom 2F-4K e F-4M.

#### ROLLS-ROYCE RB 162-81

Lift-engine per V/STOL; 1 albero; compressore assiale a sei stadi; camera di combustione anulare; turbina ad uno stadio.

Rapporto di compressione 4,5, portata d'aria 38 kg/sec.

Spinta massima: 2.720 kg.

Peso: 170 kg.

Rapporto spinta-peso: 16 kg/kg.

Consumo specifico: 0,96 kg/kg/h

Due di questi lift-engines sono montati sul VAK-191B; otto sono montati sul Dassault Mirage 3V e sul Dornier DO 31.

#### ROLLS-ROYCE 211-56

Turboventola a tre alberi; ventola ad uno stadio; compressore a bassa pressione a 7 stadi e compressore ad alta pressione a 6 stadi; camera di combustione anulare; turbina ad alta pressione a due stadi e turbina a bassa pressione a 4 stadi; supersonica; invertitore di flusso; rapporto di compressione 26; portata d'aria 124 kg/sec.

Area frontale: 4,12 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,17 mq.

Spinta: 24.270 kg.

Peso: 3.678 kg.

Rapporto spinta-peso: 6,61 kg/kg

Consumo specifico: 0,6 kg/kg/h

Tre di queste turboventole sono montate sull'aereo di linea intercontinentale Lockheed L-1011-8 TriStar.

#### 9-4 TURBOGETTI FRANCESI

##### S.N.E.C.M.A. ATAR 9K

Turbogetto ad un albero; compressore assiale a 9 stadi; camera di combustione anulare; turbina a due stadi; postbruciatore. Rapporto di compressione 6; portata d'aria 72 kg/sec.

Area frontale: 0,84 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,12 mq.

Spinta al decollo con postbruciatore: 6.700 kg.

Spinta al decollo senza postbruciatore: 4.700 kg.

Peso: 1.485 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,5 kg/kg

Consumo specifico: 2,15/1,04 kg/kg/h

Due di questi turbogetti sono montati sul bombardiere Dassault Mirage 4A; sui caccia Dassault Mirage francesi, israeliani, sud africani sono montati i turbogetti Atar della serie 9B3 che hanno una spinta leggermente inferiore (6.400 kg. con postbruciatore e 4.280 kg. senza postbruciatore)

##### S.N.E.C.M.A. TF-306C

Deriva dalla turboventola Pratt-Whitney TF 30. Turboventola supersonica a due alberi; ventola anteriore a tre stadi; compressore assiale a bassa pressione a 6 stadi e compressore assiale ad alta pressione a 7 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a 4 stadi; postbruciatore.

Rapporto di compressione: 17

Portata d'aria: 61 kg/sec.

Area frontale: 0,73 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,08 mq.

Spinta al decollo con postbruciatore in funzione: 9.300 kg.

Spinta al decollo senza postbruciatore in funzione: 5.300 kg.

Peso: 1.715 kg.

Rapporto spinta-peso: 5,40 kg/kg

Consumo specifico: 2/0,65 kg/kg/h

Una di queste turboeliche è montata sul caccia Dassault Mirage 3T, VS TOL, 5, F2.

#### 9-5 TURBOGETTI RUSSI

##### SOLONIEV D-20P

Turboventola a due alberi; ventola anteriore a

tre stadi; compressore assiale a 8 stadi, camera di combustione anulare; turbina a tre stadi.  
Portata d'aria: 113 kg/sec.  
Spinta al decollo: 5.400 kg.  
Peso: 1.450 kg.  
Rapporto spinta-peso: 3,72 kg/kg.  
Due di queste turboventole sono montate sull'aereo di linea Tupolev Tu-124.

#### SOLONIEV D-30

Turboventola a due alberi; ventola anteriore a 4 stadi; compressore assiale a 10 stadi; rapporto di compressione 18,6; camera di combustione cannulare; turbina a 4 stadi.  
Portata d'aria: 125 kg/sec.  
Spinta al decollo: 6.800 kg.  
Peso: 1.520 kg.  
Rapporto spinta peso: 4,48 kg/kg.  
Consumo specifico: 0,6 kg/kg/h  
Due di queste turboeliche sono montate sull'aereo di linea Tupolev Tu-134.

#### M-205R

Turbogetto con postbruciatore.  
Spinta al decollo con postbruciatore in funzione: 3.850 kg.  
Peso: 1.270 kg.  
Rapporto spinta-peso: 3 kg/kg.  
Uno di questi turbogetti è montato sul caccia MiG-21 B; due di questi turbogetti sono montati sul caccia Mig-19.

#### IVCHENKO AL-25

Turboventola a due alberi; ventola a tre stadi; compressore assiale a 8 stadi; camera di combustione cannulare; turbina ad alta pressione ad 1 stadio e turbina a bassa pressione a due stadi.  
Rapporto di compressione 8; portata d'aria 15 kg/sec.  
Area frontale: 0,28 mq.  
Area frontale per 1.000 kg. di spinta: 0,19 mq.  
Spinta: 1.500 kg.  
Peso: 330 kg.  
Rapporto spinta-peso: 4,52 kg/kg.  
Consumo specifico: 0,58 kg/kg/h  
Tre di queste turboventole sono montate sull'aereo di linea Yakovlev Yak 40.

#### KUZNETSOV NK-8-4

Turboventola da 10.500 kg di spinta.  
Quattro di queste turboventole sono montate sull'aereo di linea Ilyushin II-62.

#### TUMANSKY RD-11

Turbogetto da 4.300 kg. di spinta a secco e 5.670 kg con postbruciatore in funzione.  
Uno di questi turbogetti è montato sul caccia MiG-21F.

#### M-209 R

Turbogetto con postbruciatore; spinta al decollo con postbruciatore in funzione 12.000 kg.  
Uno di questi turbogetti è montato sul caccia MiG-21 (altra versione dei precedenti MiG 21B e Mig 21 F).

### 9-6 TURBOGETTI ITALIANI

#### ALFA ROMEO J85-GE-13A

Turbogetto costruito su licenza della General Electric; compressore assiale ad 8 stadi; turbina a due stadi; camera di combustione anulare; postbruciatore; rapporto di compressione 7.  
Portata d'aria 20 kg/sec a 16.000 giri al min.  
Area frontale: 0,20 mq.  
Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,11 mq.  
Spinta al decollo con postbruciatore in funz. 1.850 kg.  
Spinta al decollo senza postbruciatore in funz. 1.234 kg.  
Peso: 270 kg.  
Rapporto spinta-peso: 6,84 kg/kg.  
Consumo specifico: 2,22/1,26 kg/kg/h  
Due di questi turbogetti, versione J85-GE-15, con spinta di 1.950 kg con postbruciatore in funzione, sono montati sul caccia Fiat G 91-YR-YT; due di questi turbogetti, versione J 85-GE-17A, sono montati sull'aereo d'attacco leggero CESSNA A-37B biposto, impiegato nella guerra del Vietnam.

#### FIAT ORPHEUS 803 (fig. 10, 11, 12)

Turbogetto costruito su licenza della Bristol Siddeley.  
Compressore assiale a 7 stadi; camera di com-



bustione cannulare; turbina ad uno stadio; rapporto di compressione 4,4; portata d'aria 38 kg/sec a 10.000 giri al min.

Area frontale: 0,53 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,23 mq.

Spinta al decollo: 2.270 kg.

Peso: 408 kg.

Rapporto spinta-peso: 5,56 kg/kg

Consumo specifico: 1,08 kg/kg/h

Uno di questi turbogetti è montato sul caccia Fiat G 91.

#### FIAT J79-GE-19 (fig. 5)

Turbogetto costruito su licenza della General Electric; un albero; compressore assiale a 17 stadi; camera di combustione cannulare; turbina a tre stadi; postbruciatore; supersonico; 6 serie delle palette dello statore sono mobili, comandate dalla pressione del carburante per evitare lo stallo al compressore; rapporto di compressione 13,5.

Portata d'aria 77 kg/sec a 7.460 giri al min.

Area frontale: 0,77 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,09 mq.

Spinta massima al decollo con postbruciatore: 8.120 kg.

Spinta massima al decollo senza postbruciatore: 5.385 kg.

Peso: 1.744 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,65 kg/kg.

Consumo specifico: 1,96/0,84 kg/kg/h

Uno di questi turbogetti è montato sul caccia Fiat F-104S Starfighter.

#### PIAGGIO VIPER 11 -22-L (fig. 13, 14, 15)

Questo turbogetto è costruito su licenza della Bristol Siddeley. Turbogetto con compressore assiale a 7 stadi; camera di combustione anulare, turbina ad uno stadio.

Rapporto di compressione 4,37; portata d'aria 20 kg/sec a 13.800 giri/min.

Area frontale: 0,30 mq.

Area frontale per 1.000 kg di spinta: 0,25 mq.

Spinta al decollo: 1.134 kg.

Peso: 255 kg.

Rapporto spinta-peso: 4,44 kg/kg.

Consumo specifico: 1,03 kg/kg/h

Uno di questi turbogetti è montato sull'aereo da addestramento MB 326 B,C,D.

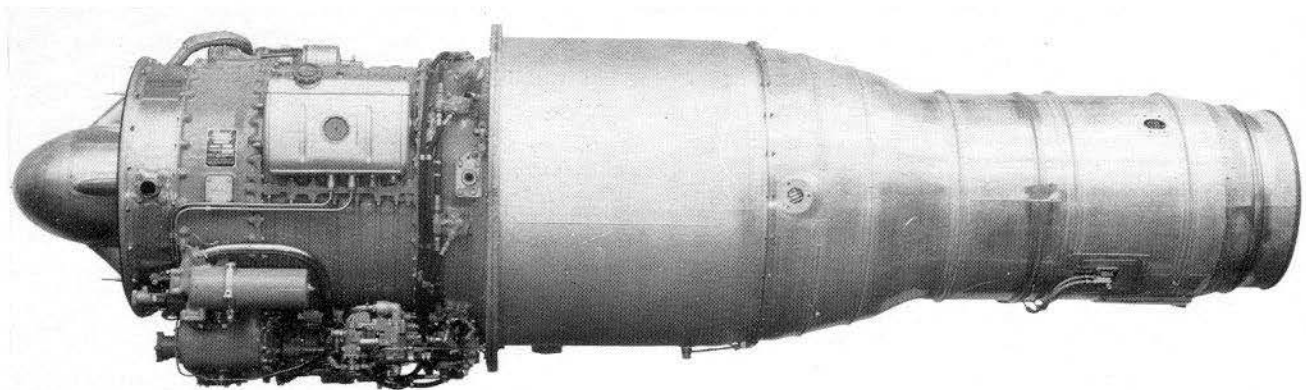


fig. 10

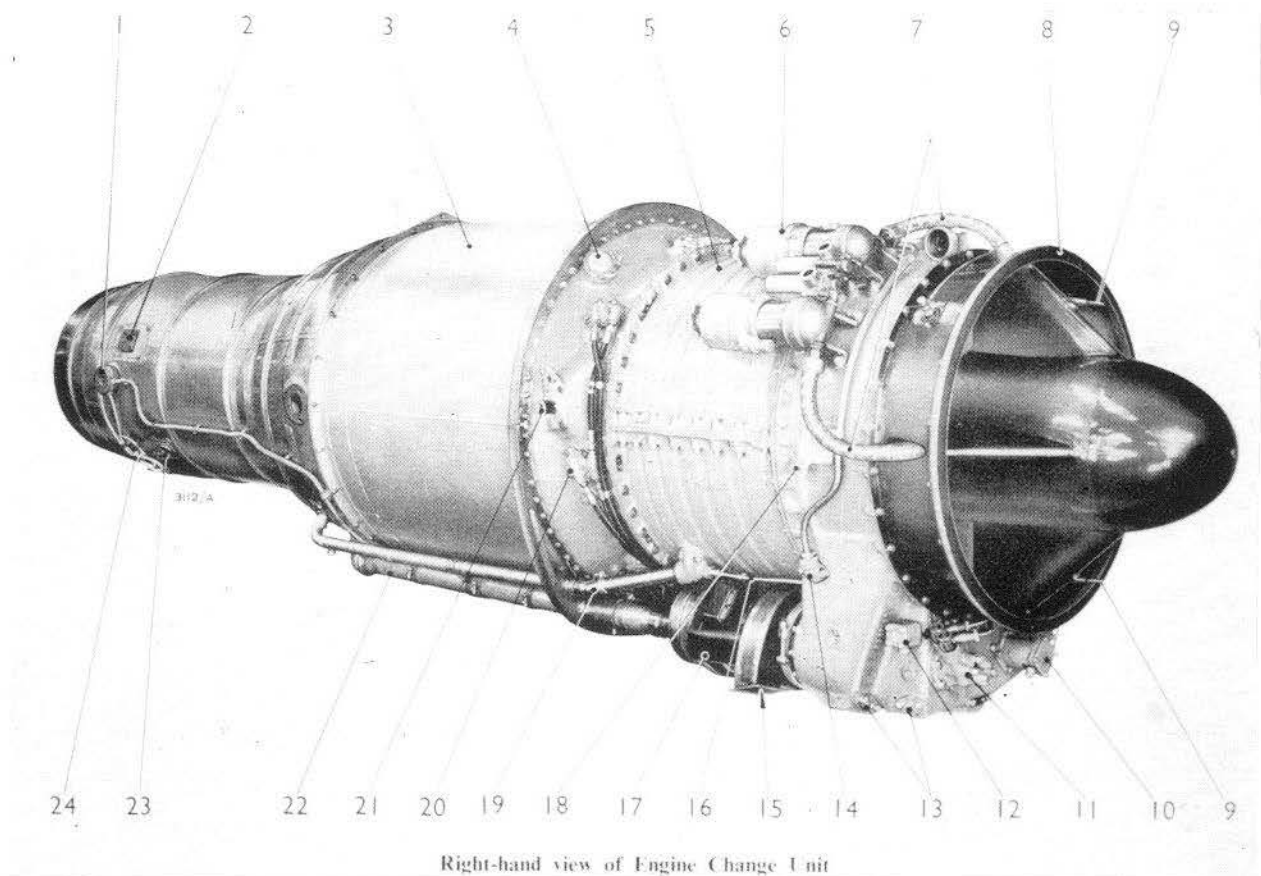


fig. 11

- |    |   |    |   |
|----|---|----|---|
| 1  | Scatola di giunzione delle termocoppie indicatrici della temperatura nel getto.                   | 14 | Sfiato del serbatoio olio.  |
| 2  | Limitatore dell'ugello di scarico   | 15 | Condotto per l'aria di raffreddamento del generatore elettrico.           |
| 3  | Carenatura esterna delle camere di combustione, del tipo cannulare.                               | 16 | Tubo di portata dell'olio al cuscinetto posteriore della turbina.         |
| 4  | Presa d'aria dal compressore  | 17 | Generatore elettrico.   |
| 5  | Carenatura del compressore  | 18 | Supporto anteriore per il fissaggio all'aereo.                            |
| 6  | Cartuccia per l'avviamento  | 19 | Tubazione dell'aria di raffreddamento del cuscinetto posteriore.          |
| 7  | Tubazioni che all'avviamento portano i gas delle cartucce ad agire sulla turbinetta d'avviamento. | 20 | Bruciatore del carburante (Duplex 3).                                     |
| 8  | Presa d'aria.   | 21 | Perno di montaggio.   |
| 9  | Testa tubi Pitot, che regolano la portata di carburante.  | 22 | Tubazione di uscita dell'aria di raffreddamento del generatore elettrico. |
| 10 | Generatore del contagiri.   | 23 | Presa statica dell'aria per la regolazione della portata carburante       |
| 11 | Pompa principale dell'olio.   | 24 | Termocoppie.  |
| 12 | Allarme per bassa pressione olio.   |    |   |
| 13 | Filtri dell'olio di scarico.  |    |   |

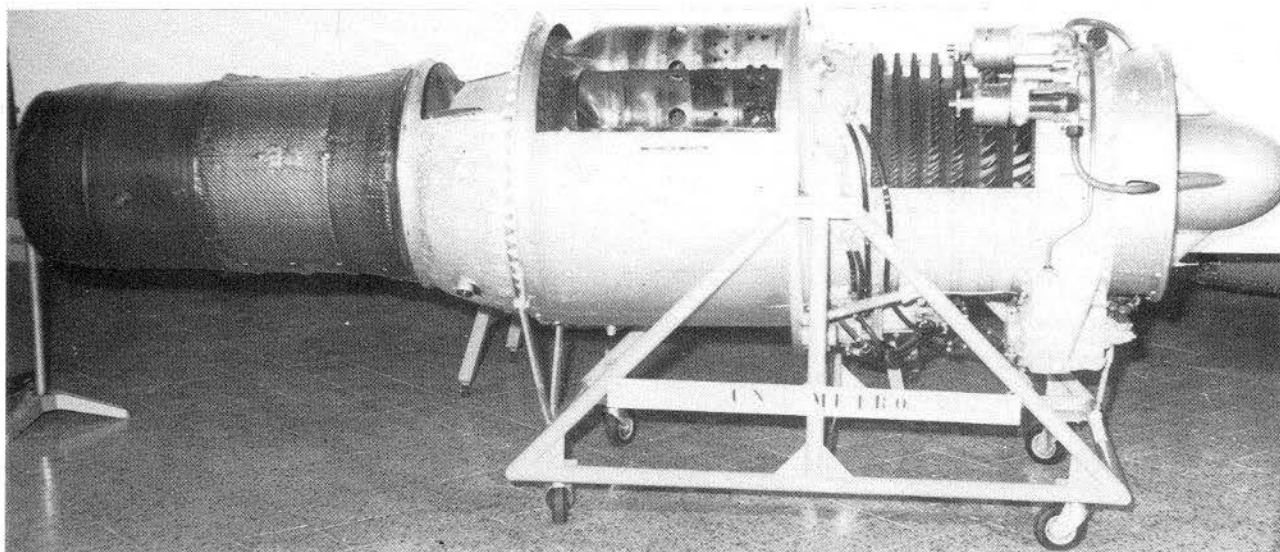


fig. 12

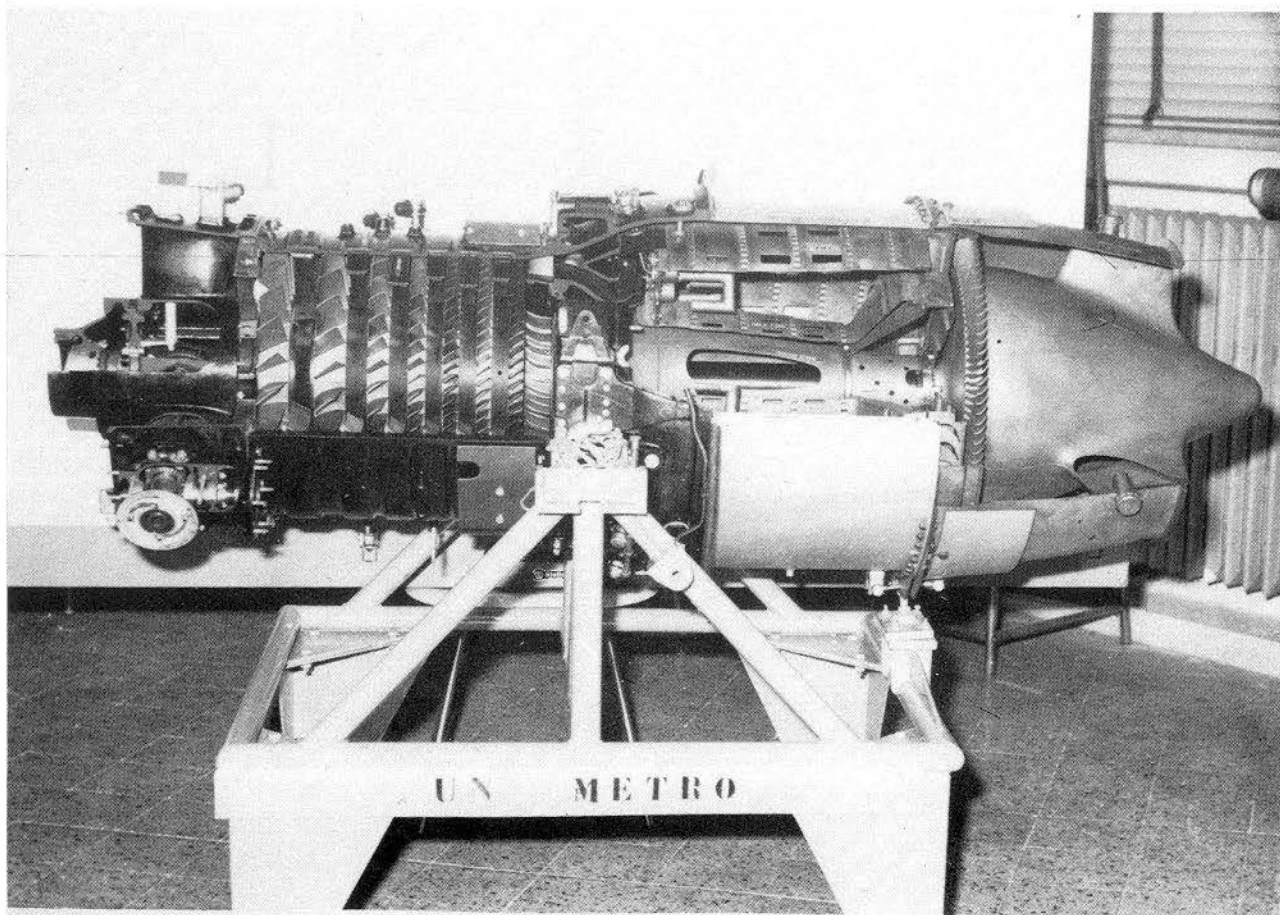


fig. 13

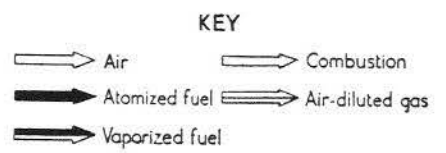
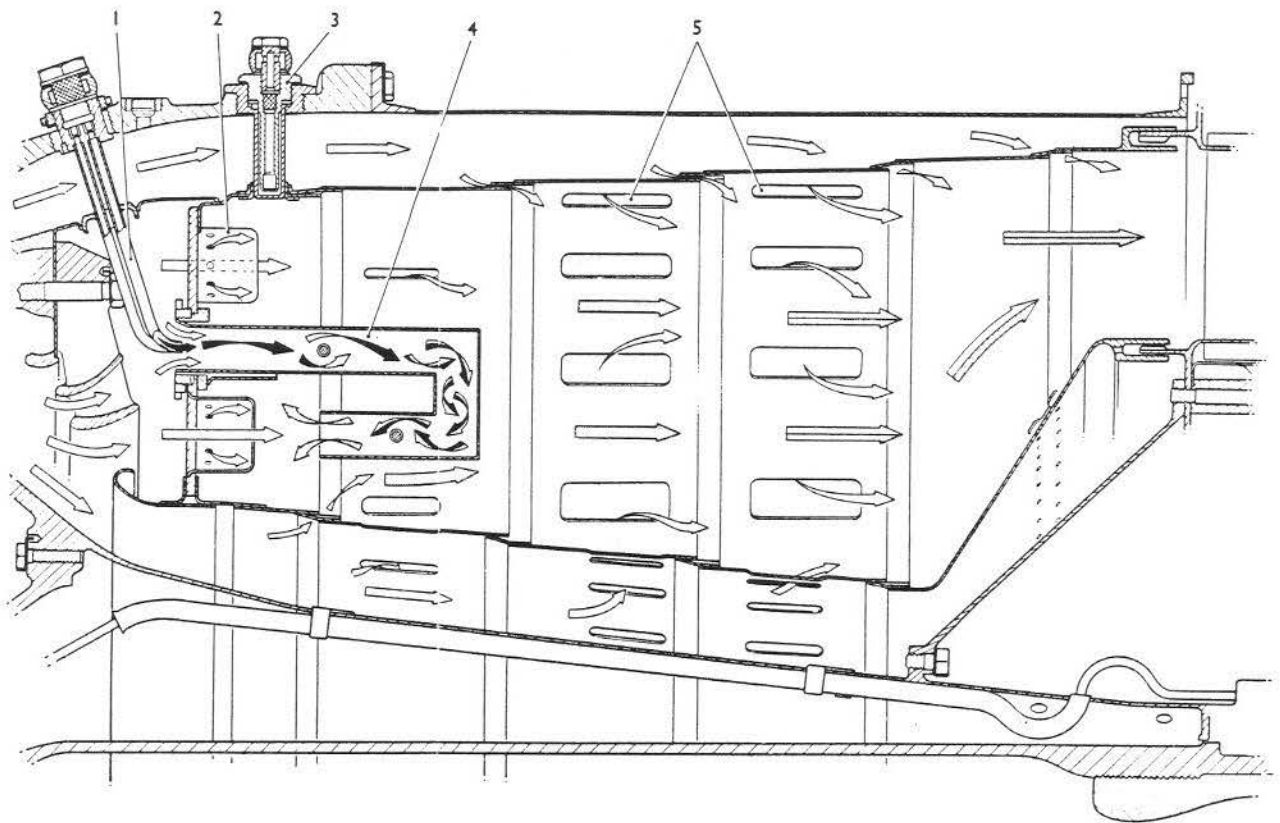


fig. 14

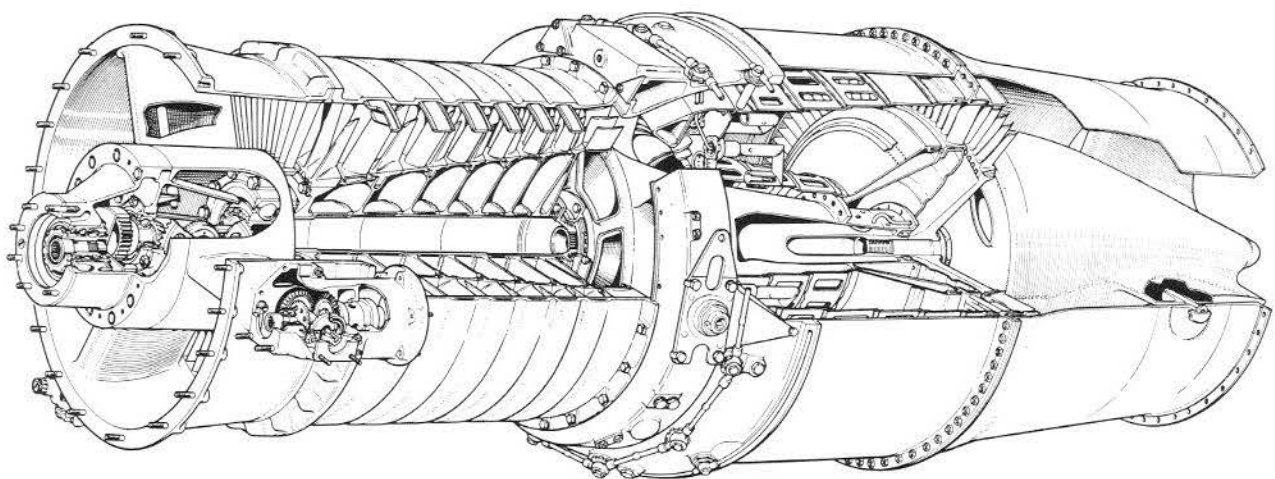


fig. 15





## ALLEGATI



## A - L'aumento della velocità degli aeroplani

A-1 Esaminiamo in modo elementare i problemi tecnici collegati con l'aumento della velocità degli aeroplani.

Indichiamo con:

- S la superficie alare dell'aeroplano;
- R la resistenza che incontra l'aeroplano;
- $C_r$  il coefficiente di resistenza, che dipende dal profilo aerodinamico dell'ala e della fusoliera, e dall'assetto dell'ala;
- V la velocità dell'aeroplano
- S la densità dell'aria; tale valore diminuisce salendo in quota.

In caso di volo orizzontale rettilineo uniforme una delle due leggi elementari dell'aerodinamica è la seguente:

$$R = \frac{1}{2} C_r \rho S V^2$$

Per volare in moto orizzontale rettilineo uniforme l'elica deve fornire una spinta esattamente uguale e contraria alla resistenza dell'aeroplano; questa spinta, moltiplicata per la velocità dell'aeroplano, dà la potenza che deve fornire l'elica.

Indicando con W la potenza del motore e con r il rendimento dell'elica si ha:

$$W = \frac{RV}{r}$$

La relazione che lega la potenza del motore W alla velocità dell'aeroplano si ricava dalle precedenti due formule:

$$W = \frac{RV}{r} = \frac{1}{2r} C_r \rho S V^3$$

Consideriamo di volare ad una certa quota fissa, e quindi  $\rho = \text{cost}$ , con un motore di data potenza W. La velocità massima che può raggiungere l'aeroplano risulta dalla precedente formula:

$$V = \sqrt[3]{\frac{2r W}{C_r \rho S}}$$

Si nota come la velocità dell'aeroplano cresca con l'aumento della potenza e del rendimento dell'elica e con la diminuzione del coefficiente di resistenze  $C_r$  e della superficie alare S.

La formula mostra anche che, per ottenere aumenti della velocità V, occorrono notevoli aumenti della potenza del motore, aumenti secondo il cubo dell'aumento della velocità.

Facciamo un esempio numerico per mostrare il notevole aumento della potenza necessaria per aumentare la velocità di un aeroplano del tipo anni 1930, che aveva la velocità di 300 km/h con un motore da 400 cavalli.

Volendo aumentare la velocità a 390 km/h, la potenza, teoricamente, avrebbe dovuto variare secondo il cubo della velocità.

$$\left(\frac{390}{300}\right)^3 = 1,3^3 = 2,2$$

Occorreva quindi un motore da  $2,2 \times 400 = 880$  cavalli. Questo motore pesa circa 2,2 volte quello precedente; anche il peso di carburante da tra-



sportare peserà circa 2,2 volte in più. Per non variare le qualità aerodinamiche (carico alare), cioè la manovrabilità dell'aeroplano, occorre quindi aumentare la superficie alare  $S$ , con proporzionale aumento della resistenza all'avanzamento e del peso dell'aeroplano; risultava quindi necessario ulteriore aumento della potenza del motore. Inoltre il motore più potente è più grande e più ingombrante, anche per effetto di eventuali radiatori maggiorati; il nuovo  $C_r$  sarebbe aumentato richiedendo maggiore potenza del motore. Probabilmente la potenza primitiva di 400 cavalli, che doveva teoricamente essere aumentata a 880 cavalli, praticamente avrebbe dovuto raggiungere i 1.100 cavalli, potenza non disponibile a quel tempo.

Facciamo un altro esempio numerico del tipo di quello precedente, per rendersi conto delle difficoltà incontrate per aumentare la velocità degli aeroplani.

Consideriamo un aeroplano del tipo inizio 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale che, con un motore da 1.000 cavalli, raggiungeva la velocità di 520 km/h.

Calcoliamo la potenza necessaria per raggiungere la velocità di 620 km/h.

La potenza, teoricamente, dovrebbe variare con il cubo della velocità, cioè secondo  $(\frac{620}{520})^3 = 1,68$ ; la potenza, quindi, avrebbe dovuto essere di  $1000 \times 1,68 = 1,680$  cav.

Considerando poi quanto illustrato nel precedente esempio la potenza necessaria sarebbe aumentata a circa 2.000 cavalli.

## ***B - Peso sollevabile della potenza del motore***

B-1 Le due formule basilari dell'aerodinamica, applicate ad un aeroplano che vola orizzontalmente con moto rettilineo uniforme, sono le seguenti:

$$Q = \frac{1}{2} C_p \rho S V^2$$

$$R = \frac{1}{2} C_r \rho S V^2$$

ove:

$Q$  portanza dell'aeroplano

$C_p$  coefficiente di portanza (variabile con l'assetto dell'ala)

$C_r$  coefficiente di resistenza (variabile con l'assetto dell'ala)

$\rho$  densità dell'aria

$S$  superficie alare

$V$  velocità dell'aeroplano

$R$  resistenza che incontra l'aeroplano

Nelle condizioni di volo predette, cioè volo orizzontale rettilineo uniforme, la portanza è uguale al peso dell'aeroplano e la resistenza è uguale alla spinta (che può essere comunicata o da un'elica oppure da un turbogetto).

Indichiamo con  $W$  la potenza del motore espressa in cavalli, con  $R$  la resistenza in kg, con  $V$  la velocità in m/sec; la relazione fra potenza  $W$  spinta  $R$  e velocità  $V$  è la seguente:

$$W = \frac{RV}{r \cdot 75}$$

$r$  è il rendimento dell'elica. Sostituendo  $R$  con il valore precedentemente indicato si ricava:

$$W = \frac{RV}{r \cdot 75} = \frac{1}{2} \frac{C_r}{r} \rho S V^2 \frac{V}{75}$$

Dalla 1<sup>a</sup> formula si ottiene:

$$\frac{Q}{C_p} = \frac{1}{2} \rho S V^2$$

e sostituendo nella formula precedente risulta:

$$W = \frac{1}{r} \frac{C_r}{C_p} Q \frac{V}{75}$$

$$\frac{Q}{W} = r \frac{C_p}{C_r} \frac{75}{V}$$

Tipo di bombardiere	Tipo di motore Potenza max cav.	Potenza totale cav.	Peso a vuoto dell'aereo kg.	Peso a car. normale kg.	Peso a car. max. kg.	Peso max di bombe kg.	Velocità crociera km/h	Velocità max km/h	Autonomia km.	Peso aereo sollevato per cav.	Peso bombe per cav.
Quadrimot. Fortezza B-17	Wright 1820-20 1.200	4.800	14.700	25.000	33.000	2.700	420	480	3.000 km. con 1.800 kg. di bombe	6,9	0,56
Quadrimot. Liberator B-24	Twin Wasp 1.200	4.800	17.200	25.400	32.000	3.600	450	480	2.700 km. con 2.200 kg. di bombe	6,7	0,75
Quadrimot. Superfortezza B-29	Wright Cyclone 2.200	8.800	31.800	50.000	60.000	9.000		570	5.600 km. con 4.000 kg. di bombe	6,8	1
Quadrimot. Avro Lancaster	Merlin 28 1.390	5.560	18.800	24.200	30.000	9.000	380	435	1.860 km. con 6.400 kg. di bombe	5,4	1,6
Quadrimot. Short Stirling	Hercules 1.700	6.800	19.600	31.800		8.000				4,6	1,2
Quadrimot. Handley-Page	Hercules 1.700	6.800	17.400	24.700	29.000	6.500		453	1.650 km. con 5.900 kg di bombe	4,3	0,95
Bimotore Mosquito	Merlin 73 1.290	2.580	7.000	8.600	10.500	1.800	480	650	2.200 km. con 1.800 kg. di bombe	4,1	0,70
Bimotore Heinkel 111	Jumo 211 F 1.340	2.680	6.600	11.300	12.500	2.000	360	415	1.200 km. a pieno carico	4,6	0,75
Bimotore Do-17 217 M-1	D.B.603A 1.750	3.500	9.000		16.600	2.000		560	2.400 km. a pieno carico	4,7	0,57
Trimotore S.79	Piaggio P.X1 1.000	3.000	7.500		11.600	1.250	360	435	2.000 km. con 1.250 kg di bombe	3,9	0,42
Bimotore B.R.20	A.80 1.000	2.000	8.600		12.800	1.250				6,4	0,62
Trimotore Cant Z 1007 bis	Piaggio P.X1 1.000	3.000	8.600		12.800	1.200	400		1.800 km. con 1.200 kg di bombe	4,3	0,40

Ricordiamo che  $\frac{C_p}{C_r}$  è l'efficienza aerodinamica E dell'aeroplano; il rendimento r dell'elica è incirca 0,8 nelle condizioni di volo previste. La formula può scriversi:

$$\frac{Q}{W} = \frac{60 E}{V}$$

B-2 Il rapporto  $\frac{Q}{W}$  rappresenta il peso, in chilogrammi, che può sollevare un cavallo, cioè è il rapporto fra peso totale dell'aereo e la sua potenza.

La formula precedente afferma che, nel caso di aerei di eguale efficienza E, il peso di aereo che solleva 1 cav. è inversamente proporzionale alla velocità.

Come esempio consideriamo un bombardiere che voli a pieno carico, a piena potenza, e raggiunga la velocità di 120 m/sec. (432 km/h) e che al conseguente assetto abbia una efficienza E di 12.

Risulta:

$$\frac{Q}{W} = \frac{60 E}{V} = \frac{60 \times 12}{120} = 6$$

Un cavallo di potenza porta così in volo 6 kg. di peso fra struttura velivolo, peso motori, equipaggio, peso carburante, installazioni varie, peso bombe ecc.

La seguente tabella riporta le caratteristiche principali di alcuni bombardieri della 2ª Guerra Mondiale, i pesi di aereo sollevati da un cavallo, i pesi di bombe trasportati da un cavallo.

Considerando i bombardieri stranieri, ed escludendo il Mosquito disarmato, sul quale lo scopo principale era l'alta velocità, risulta che il peso di aereo sollevato da un cavallo oscillava da 4,3 a 6,9 kg.

Il peso di bombe sollevato per cavallo oscillava da 0,56 a 1,6 kg; questa maggiore oscillazione è dovuta alle cause illustrate al par. 18-2 della I parte del testo, cioè alla scelta fatta circa la suddivisione dei pesi.

## *C - Confronto fra propulsione ad elica e propulsione a reazione in merito al peso dei motori*

Per comprendere perfettamente i vantaggi della propulsione a reazione rispetto alla propulsione ad elica è opportuno fare un esempio numerico, anche se molto semplificato, trascurando gli effetti della velocità del suono e la variazione di peso dell'aeroplano cambiando il motore.

Nell'allegato A è stato illustrato come, nel caso di volo rettilineo orizzontale uniforme, la resistenza all'avanzamento dell'aeroplano è uguale e contraria alla spinta necessaria (dell'elica o del turbogetto) per assicurare il volo.

Tale spinta è proporzionale al quadrato della velocità, e la potenza fornita dall'elica varia con il cubo della velocità. Come valore medio un motore alternativo attuale pesa mezzo kg. per cavallo mentre un kg. di peso di un turbogetto sviluppa la spinta di 6 kg.

Consideriamo un aeroplano che, munito di reat-

tore della spinta di 400 kg., raggiunga la velocità di 360 km/h (100 m/sec).

Questo reattore pesa circa:

$$\frac{400}{6} = 66 \text{ kg.}$$

Il motore alternativo, considerando un rendimento r dell'elica del 80%, dovrà avere la potenza (par. 2.7.) dell'ordine di:

$$W = \frac{S.V.}{r.75} = \frac{400 \cdot 100}{0,8 \cdot 75} = 665 \text{ cav.}$$

Questo motore peserà circa  $\frac{665}{2} = 330 \text{ kg.}$

Calcoliamo ora l'aumento della spinta e l'aumento della potenza per aumentare la velocità dell'aeroplano a 720 km/h.

La spinta del turbogetto varia con il quadrato della velocità e quindi:

$$S = 400 \left( \frac{720}{360} \right)^2 = 400 \cdot 4 = 1.600 \text{ kg.}$$

Il peso di questo turbogetto può prevedersi in

$$\frac{1.600}{6} = 270 \text{ kg.}$$

La potenza del motore alternativo varia con il cubo della velocità, quindi risulta:

$$W = 665 \left( \frac{720}{360} \right)^3 = 665 \times 8 = 5.380 \text{ cav.}$$

Il peso di questo motore alternativo (qualora fosse costruibile) sarebbe di circa 2.700 kg.

Calcoliamo ora l'aumento della spinta e l'aumento della potenza per aumentare la velocità dell'aeroplano a 1000 km/h, non tenendo conto dei fenomeni sonici.

$$S = 400 \left( \frac{1000}{360} \right)^2 = 400 \times 7,8 = 3.100 \text{ kg.}$$

Il peso di questo turbogetto può prevedersi in  $\frac{3.100}{6} = 520 \text{ kg.}$  Come detto prima, la potenza del motore alternativo varia con il cubo della velocità:

$$W = 665 \left( \frac{1000}{360} \right)^3 = 665 \times 2,8^3 = 14.500 \text{ cav.}$$

Il peso di questo gruppo di motori alternativi può prevedersi in 7.300 kg.

Questo esempio numerico, per quanto molto elementare a causa dei fattori trascurati, mette in risalto come, mentre a bassa velocità il motore a pistoncini ha un peso quintuplo di quello del turbogetto di pari spinta, ad alta velocità il motore a pistoncini arriva a pesare 14 volte di più di un turbogetto di pari spinta.

Il raggiungimento di alte velocità con i motori alternativi è quindi impossibile sia a causa delle elevate potenze richieste, potenze non realizzabili, sia a causa anche degli enormi pesi dei motori.

La causa di questo minore aumento del peso di un turbogetto rispetto al motore alternativo, nel caso di aeroplani veloci, dipende dal fatto che il motore alternativo sviluppa una potenza che l'elica trasformerà in spinta, mentre il turbogetto sviluppa direttamente la spinta.

E poichè il peso di un motore alternativo è proporzionale alla potenza sviluppata, aumenterà con il cubo della velocità dell'aeroplano; nel caso del turbogetto il peso è proporzionale alla spinta e conseguentemente il suo peso aumenterà secondo il quadrato della velocità.

## *D - Il rendimento totale ed il consumo specifico del turbogetto*

D-1 Ciò che particolarmente interessa il pilota, ai fini dell'autonomia dell'aereo a reazione, è il consumo specifico, che è inversamente proporzionale al rendimento totale del turbogetto.

Questo rendimento totale è influenzato da due fenomeni energetici: quello di sviluppo di energia dal potere calorifico del carburante, e quello di trasformazione di una parte di questa energia in propulsiva, mentre la restante parte viene, purtroppo, perduta come energia cinetica allo scarico.

Esaminiamo questi due fenomeni.

D-2 Il rendimento termodinamico ideale di un turbogetto, cioè il rapporto fra l'energia potenzialmente trasformabile in spinta e l'energia calorifica del carburante bruciato, dipende solamente dal rapporto di compressione.

Tale rendimento termodinamico ideale si verificherebbe quando i rendimenti del compressore, della turbina, delle camere di combustione, meccanico, fossero eguali ad uno.

Purtroppo ciò è lontano dalla realtà pratica, e sono occorsi decenni di studi e di ricerche per aumentare il rendimento dei compressori dal 70 all'85%.



La fig. D1 si riferisce ai rendimenti termici pratici nel caso in cui il rendimento del compressore ed il rendimento della turbina siano eguali a 0,70, mentre i rendimenti delle camere di combustione e quello meccanico siano eguali ad uno.

La fig. D2 si riferisce ai rendimenti termici pratici nel caso in cui il rendimento del compressore ed il rendimento della turbina siano eguali a 0,85 e che i rendimenti delle camere di combustione e meccanici siano eguali ad uno. Per ambedue le figure vengono riportati i rendimenti a secondo di alcune temperature dei prodotti della combustione; dall'esame di queste figure risulta che il rendimento termico pratico di un turbogetto è notevolmente inferiore a quello teorico, e tanto più piccolo quanti minori sono i rendimenti del compressore e della turbina. Inoltre il rendimento termico pratico, a parità di questi rendimenti, si abbassa notevolmente con la diminuzione della temperatura dei prodotti della combustione; il rendimento termico pratico può addirittura annullarsi se non si raggiungono opportune alte temperature nelle camere di combustione.

Considerando la temperatura di  $820^{\circ}$  di ingresso in turbina, dalle fig. D1 e D2 risulta che in un turbogetto con rendimento 0,7 della turbina e del compressore si verifica un rendimento termico pratico max di 0,08. Tale rendimento diviene 0,18, cioè si più che raddoppia, con rendimenti 0,85 del compressore e della turbina. Risulta quindi un notevole aumento del rendimento termico pratico.

I due diagrammi precedenti mostrano anche che, se aumenta la temperatura di ingresso in turbina dei prodotti della combustione, il maggiore rendimento termico pratico avviene ad un rapporto di compressione maggiore.

Ciò influenza, come riportato al par. 3-1 della 2<sup>a</sup> Parte, la realizzazione del compressore; per alte temperature è necessario l'impiego di compressori assiali, che permettono di raggiungere più alti rapporti di compressione.

La fig. D1 mostra come il rendimento termico max di 0,08 alla temperatura di  $820^{\circ}$  dei prodotti della combustione si elevi a ben 0,19 alla tem-

peratura di  $1.370^{\circ}$ , pur con gli stessi rendimenti di 0,70 del compressore e della turbina.

E' opportuno rendersi conto della ragione dell'aumento del rendimento termico pratico con l'aumento della temperatura nelle camere di combustione.

Immaginiamo che il turbogetto funzioni con una dosatura di miscela di 120, ossia 1 kg. di carburante con 120 kg. di aria. Con questa dosatura di 120 la temperatura si innalza di circa  $360^{\circ}$ .

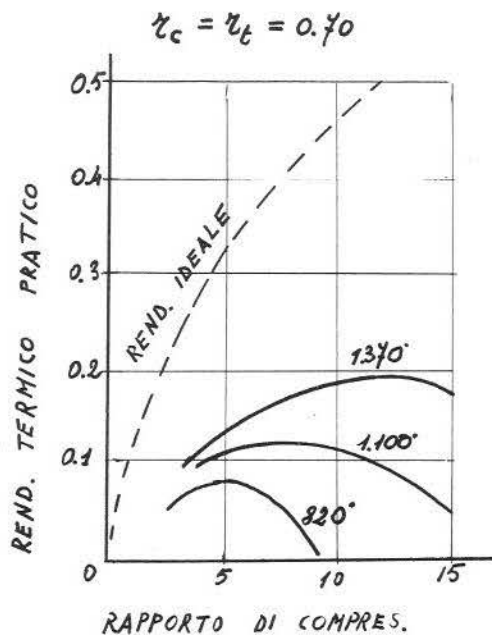
Pensiamo ora di far funzionare il turbogetto con una dosatura aria-carburante di 60 (come all'incirca avviene nell'Orpheus).

La temperatura nelle camere di combustione si innalza di circa  $600^{\circ}$  rispetto a quella di arrivo dal compressore.

In questo caso la temperatura all'ingresso della turbina sarà aumentata di circa  $240^{\circ}$ , ma si sarà compressa una quantità d'aria che è la metà di quella considerata nel caso precedente; il compressore avrà quindi assorbito metà della potenza assorbita con la dosatura 120.

In un ciclo ideale questa energia viene recuperata; nel caso pratico, con rendimenti non unitari, l'energia dissipata nel compressore, nelle camere di combustione, nella turbina, non viene recuperata. Questa energia non recuperata è il doppio con la dosatura 120 rispetto alla dosatura 60, quindi l'energia perduta con miscele povere (cioè con basse temperature nelle camere di combustione) è notevole, tanto da rendere modesto il rendimento del ciclo termodinamico. E' opportuno quindi, dal punto di vista del rendimento termico pratico, adoperare le dosature più ricche possibili permesse dalla resistenza alle alte temperature delle palette delle turbine.

D-3 Come illustrato nel par. 4-1 della III Parte, ai fini propulsivi l'energia cinetica dei gas, che sfuggono dall'ugello di scarico, è perduta. Tale energia è proporzionale al quadrato della differenza fra la velocità del getto  $U$  e la velocità  $V$  dell'aereo, cioè della velocità con la quale il getto arriva sull'aria esterna. In condizioni normali di impiego  $U$  è la velocità del suono corrispondente alla temperatura del getto (560 m/sec nel caso dell'Orpheus). Tale energia cinetica perduta al secondo risulta eguale a



$$\frac{1}{2} m (U-V)^2$$

ove  $m$  rappresenta la massa effluente al secondo. Ricordando che la potenza sviluppata dal turbogetto è espressa dalla formula:

$$S \times V = m (U-V) V$$

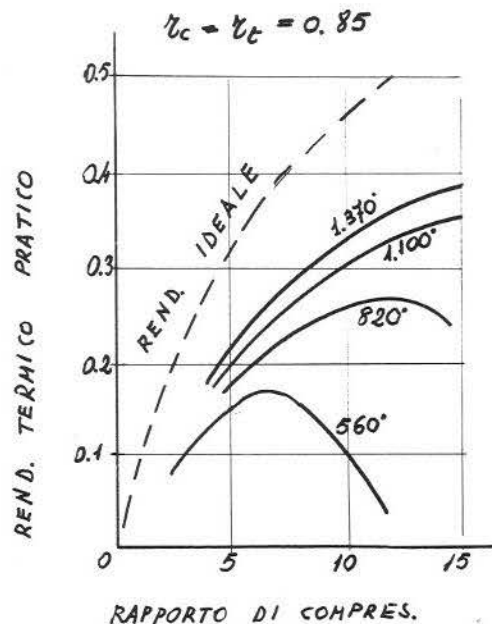
si può ricavare il rendimento propulsivo  $r$  considerando che questo rendimento è il rapporto fra l'energia utilizzata e l'energia totale. Questa energia totale è la somma dell'energia utilizzata più l'energia cinetica perduta allo scarico.

Il rendimento propulsivo risulta:

$$r = \frac{2}{1 + \frac{U}{V}}$$

Questa formula illustra come il rendimento propulsivo aumenti con l'aumentare della velocità dell'aeroplano  $V$  e diminuisca con l'aumentare della velocità del getto  $U$ .

D-4 Il rendimento totale di una sequenza di fenomeni è dato dal prodotto dei loro rendimenti; il rendimento totale di un turbogetto risulta così eguale al prodotto del suo rendimento termico



pratico e del suo rendimento propulsivo. Per avere dei buoni rendimenti totali occorre avere degli alti rendimenti pratici e degli alti rendimenti propulsivi.

Per aumentare il rendimento termico pratico, come più volte ripetuto, occorre aumentare la temperatura con la quale i prodotti della combustione arrivano alla turbina: ma, per la maggiore temperatura con la quale i prodotti della combustione arrivano all'ugello di scarico, risulta una più elevata velocità di efflusso dei prodotti della combustione. Si verifica così un minor rendimento propulsivo. E' opportuno quindi proporzionare opportunamente i vari parametri del turbogetto in modo da assicurare il rendimento totale massimo.

D-5 Con i carburanti normalmente impiegati si ha la seguente relazione fra consumo specifico e rendimento totale:

$$\text{cons. spec.} = \frac{V}{1230 \times \text{rendim. totale}}$$

Ad esempio un turbogetto, che alla velocità di 268 m/sec (970 km/h) ha un rendimento totale del 14%, ha un consumo specifico di:

$$\frac{268}{1.230 \times 0,14} = 1,55 \text{ Kg/Kg/ora}$$

## E - Caratteristiche dei motori alternativi e dei turbogetti con la quota

Salendo in quota diminuisce la pressione e la temperatura dell'aria. A 5.000 m. la pressione è circa la metà di quella al livello del mare.

A causa della diminuzione della temperatura, per la legge fisica relativa ai gas perfetti, la densità diminuisce meno della pressione. La figura se-

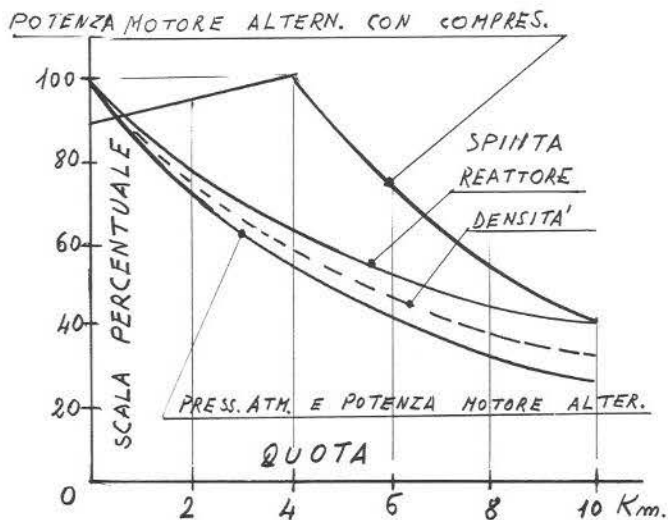


fig. E1

guente rappresenta l'andamento della pressione e della densità con la quota.

La potenza di un motore alternativo senza compressore varia all'incirca come la pressione.

Considerando un motore alternativo munito di compressore, la potenza aumenta sino alla quota di ristabilimento della pressione di alimentazione, per poi diminuire secondo la legge della diminuzione della pressione atmosferica.

La spinta di un turbogetto dovrebbe variare secondo la densità dell'aria ma, per effetto della minore temperatura in quota, il lavoro di compressione risulta notevolmente diminuito. La minore energia richiesta dal compressore determina una minore energia assorbita dalla turbina; di conseguenza l'energia propulsiva disponibile all'ugello di scarico risulta maggiore.

Quindi la spinta del turbogetto con l'aumento della quota diminuisce notevolmente meno della potenza del motore alternativo, come illustrato chiaramente dalla figura allegata. Sino al 1940 si riteneva che questo fosse l'unico vantaggio dei turbogetti rispetto ai motori alternativi.

## F - Autonomia chilometrica degli aerei ad elica e degli aerei a reazione

### F-1 Legge dell'autonomia chilometrica

Indichiamo con  $\rho$  la densità dell'aria, con  $S$  la superficie alare dell'aeroplano, con  $V$  la sua velocità, con  $R$  la resistenza che incontra, con  $Q$  la sua portanza, con  $c_p$  e  $c_r$  rispettivamente i coefficienti di portanza e di resistenza dell'aeroplano, variabili con l'assetto dell'ala.

Le due leggi fondamentali dell'aerodinamica sono le seguenti:

$$(1) \quad Q = \frac{1}{2} C_p \rho S V^2$$

$$(2) \quad R = \frac{1}{2} C_r \rho S V^2$$

In caso di volo orizzontale, rettilineo, uniforme, ad una certa quota di volo, con un peso  $Q$  e con una velocità  $V$ , l'ala assume una incidenza tale che il  $c_p$  risulta ricavabile dalla formula (1):

$$C_p = \frac{2 Q}{\rho S V^2}$$

In corrispondenza di questa incidenza e di questo valore di  $C_p$  risulta anche un certo  $C_r$  (come mostrato dalla polare), e che, come espresso dalla formula (2), determina la spinta necessaria per assicurare la velocità precedentemente scelta.

Immaginiamo di voler mantenere lo stesso assetto, cioè lo stesso angolo di incidenza dell'ala, passando dal livello del mare (simboli contrassegnati con O) ad un'altra quota.

Al livello del mare si ha:

$$Q = \frac{1}{2} C_p \rho_o S V_o^2$$

In quota:

$$Q = \frac{1}{2} C_p \rho S V^2$$

Dalle due equazioni risulta:

$$\rho V^2 = \rho_o V_o^2$$

$$V = V_o \sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$$

Cioè la velocità  $V$  necessaria per mantenere inalterato l'assetto dell'aeroplano varia secondo la radice quadrata dell'inverso della densità relativa dell'aria.

Ad esempio a 12.000 metri la densità relativa

$$\frac{\rho}{\rho_o} = \sim \frac{1}{4}, \text{ quindi risulta } V = V_o \sqrt{4} = 2 V_o,$$

cioè la velocità raddoppia rispetto a quella al livello del mare.

Ricordiamo che l'anemometro segna una velocità, chiamata velocità indicata  $V_i$ , che è espressa dalla formula:

$$\rho V^2 = \rho_o V_i^2, \text{ quindi } V = V_i \sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$$

Risulta quindi che, per mantenere un certo assetto, con il variare della quota (ad esempio l'assetto di stallo, o quello di max efficienza ecc) occorre mantenere inalterata la velocità indicata. Questo illustra come l'anemometro è lo strumento indicatore di assetto e perché non si è costruito uno strumento che indichi la velocità vera, che renderebbe difficile al pilota la condotta dell'aereo.

Nel caso di aeroplano ad elica la massima auto-

nomia chilometrica si verifica volando all'assetto di massima efficienza ( $\frac{C_p}{C_r}$ ) max.

Nel caso di aeroplano a reazione la massima autonomia chilometrica si ottiene volando ad un'assetto ove

$$\frac{\sqrt{C_p}}{C_r} \text{ è max}$$

Risulta così che per ottenere la max autonomia chilometrica l'aeroplano ad elica deve volare ad un determinato assetto e che questo assetto deve rimanere costante a qualsiasi quota di volo; analogamente avviene per l'aeroplano a reazione, per il quale però l'assetto è diverso dal primo.

Al livello del mare si ha:

$$R_o = \frac{1}{2} C_r \rho_o S V_o^2$$

In quota si ha:

$$R = \frac{1}{2} C_r \rho S V^2$$

E poiché

$$\rho_o V_o^2 = \rho V^2 \text{ si ha } R_o = R$$

Variando la quota, per mantenere costante l'assetto deve rimanere costante la spinta (dell'elica o del turbogetto).

## F-2 Aeroplano ad elica

La potenza del motore, che fornisce la spinta  $S$  è

$$W = SV = S V_o \sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$$

Salendo in quota si verifica, mantenendo lo stesso assetto:

la velocità aumenta di  $\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$

la potenza aumenta di  $\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$

Se il consumo specifico del motore rimane costante variando la quota, il consumo orario ri-



sulta proporzionale alla potenza, cioè aumenta secondo

$$\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$$

Gli aumenti di velocità e di consumo di carburante risultano quindi eguali a:

$$\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$$

e conseguentemente l'autonomia chilometrica rimane costante variando la quota.

Con i motori dotati di compressore, per il ristabilimento della pressione di alimentazione in quota, si verifica che il consumo specifico diminuisce alquanto con la quota a causa della diminuita contropressione dei gas di scarico; risulta così che volando sui 4.000 metri si verifica un aumento di autonomia chilometrica, aumento dell'ordine di grandezza del 10%.

### *F-3 Aeroplano a reazione*

Se il consumo specifico del turbogetto rimanesse costante con il variare della quota, poiché è costante la spinta necessaria per volare all'assetto della massima autonomia chilometrica, il consumo di carburante orario rimarrebbe costante alle varie quote. La velocità però aumenta di

$$\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}},$$

quindi l'autonomia chilometrica aumenta di

$$\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}}$$

Ad esempio a 12.000 metri di quota si ha

$$\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho}} = \sqrt{4} = 2$$

e quindi l'autonomia chilometrica a 12.000 metri risulta doppia di quella al livello del mare. Ammettiamo, per ora, che il consumo specifico sia di 1,4 kg/kg/h. e che tale consumo si mantenga costante con il variare della quota. Un certo

aeroplano a reazione necessita di una spinta di 400 kg. per mantenere, al livello del mare, la velocità di 320 km/h corrispondente all'assetto di massima autonomia chilometrica, e che porti 840 kg di combustibile.

Il consumo orario di carburante risulta di

$$1,4 \times 400 = 560 \text{ Kg.}$$

per mantenere l'assetto di massima autonomia chilometrica.

La durata del volo è di:

$$\frac{840}{560} = 1,5 \text{ ore}$$

L'autonomia chilometrica risulta di

$$320 \times 1,5 = 480 \text{ km.}$$

Salendo a quota 12.000 metri, ove la densità dell'aria è un quarto di quella al livello del mare, la spinta necessaria risulta sempre di 400 kg. e quindi il consumo di carburante è sempre di 560 kg. e la durata possibile di volo è di 1,5 ore.

La velocità indicata è di 320 km/h e la velocità vera è di 640 km/h., quindi l'autonomia risulta di

$$640 \times 1,5 = 960 \text{ km.}$$

Quindi nel caso di consumo specifico costante l'autonomia chilometrica raddoppia, passando dal volo al livello del mare al volo a quota 12.000 metri.

Vedremo ora che l'aumento dell'autonomia chilometrica, salendo in quota, risulta ancora maggiore dell'aumento trovato prima.

Il consumo specifico di un turbogetto risulta minimo verso il 90 - 95% dei giri max; diminuendo il numero dei giri il consumo specifico aumenta sensibilmente.

La fig. F1 mostra come, con l'aumento del numero dei giri, la spinta aumenti sensibilmente (all'incirca con il quadrato del numero dei giri).

La stessa fig. F1 mostra pure come, con la riduzione del numero dei giri dal 90 - 95% dei giri max, il consumo specifico aumenti sensibilmente. Nel caso del turbogetto Orpheus il consumo specifico passa da 1,05 kg/kg/h al regime di

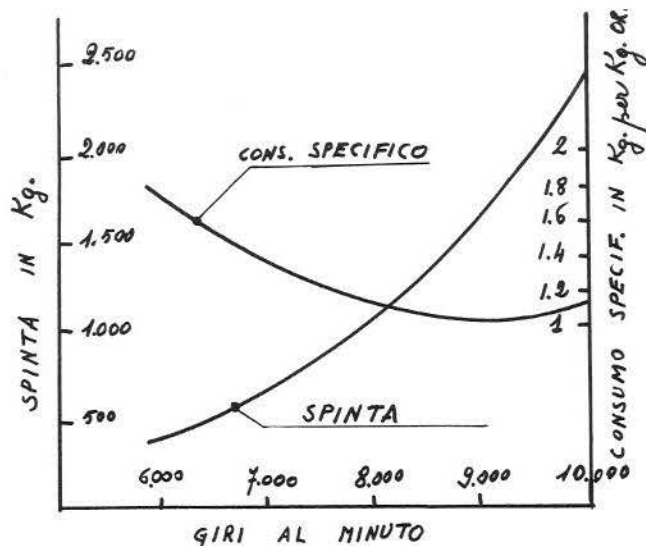


fig. F1

9.500 giri al minuto a 1,70 kg/kg/h al regime di 6.000 giri al minuto.

La spinta necessaria per mantenere l'aereo all'assetto di massima autonomia chilometrica è modesta; al livello del mare corrisponde ad un numero di giri molto basso e quindi il turbogetto funziona ad un regime di rilevante consumo specifico. Salendo in quota, per mantenere costante la spinta nonostante la diminuzione della densità dell'aria, occorre aumentare il numero dei giri, con conseguente diminuzione del consumo specifico ed aumento dell'autonomia.

Viene riportato un esempio numerico.

Per volare nelle condizioni di massima autonomia chilometrica con 970 kg. di carburante il Vampire doveva volare alla velocità indicata di 300 km. orari e disporre di una spinta di 410 kg. Al livello del mare tale spinta corrispondeva al regime di 7.000 giri al minuto; il relativo consumo specifico era di 1,66 kg. per chilogrammo di spinta all'ora.

Il consumo orario di carburante risultava:

$$1,66 \times 410 = 680 \text{ kg.}$$

I 970 kg. di carburante permettevano di volare, al livello del mare, per una durata di

$$\frac{970}{680} = 1,42 \text{ ore}$$

Al livello del mare risultava quindi l'autonomia di

$$V \times h = 300 \times 1,42 = 426 \text{ km.}$$

A 12.000 metri di quota, per sviluppare la spinta di 410 kg. il Goblin doveva girare a 9.700 giri al minuto; a tale regime il consumo specifico si abbassava a 1,32 kg/kg all'ora. Il consumo orario di carburante diveniva così.

$$1,32 \times 410 = 540 \text{ kg.}$$

La durata del volo risultava di:

$$\frac{970}{540} = 1,8 \text{ ore}$$

A 12.000 metri la velocità vera è di 600 km/h e l'autonomia risultava quindi di:

$$V \times h = 600 \times 1,8 = 1.080 \text{ km.}$$

L'autonomia chilometrica a 12.000 metri di quota diveniva così  $\frac{1.080}{426} = 2,5$  volte maggiore di quella al livello del mare.

## G - Carburanti per turbogetti

G-1 Per i turbogetti non si hanno grossi problemi per quanto riguarda il combustibile; invece i motori alternativi, specie per la detonabilità, richiedono particolari benzine.

Purtuttavia il turboreattore non è «onnivoro», e richiede che il combustibile abbia alcune qualità. Esaminiamone i requisiti principali.

— Abbiamo già visto come sia importante poter

effettuare una minuta polverizzazione (atomizzazione) del combustibile; per ottenerla occorre che il combustibile abbia una piccola viscosità, però questa aumenta con la diminuzione della temperatura.

— Occorre che i prodotti della combustione non abbiano potere corrosivo sui materiali delle camere di combustione e sui materiali delle palette delle turbine.

— La combustione non deve dar luogo a eccessivi depositi carboniosi, che potrebbero depositarsi nelle camere di combustione e sui materiali delle palette delle turbine.

— Il carburante deve permettere un facile avviamento ed una facile riaccensione in volo. La volatilità favorisce queste esigenze, però aumenta il pericolo di incendio; occorre quindi tener presente queste due esigenze antitetiche e disporre di un combustibile mediamente volatile che, pur permettendo un buon avviamento ed una buona riaccensione in volo, non sia molto infiammabile.

— Durante le salite rapide dell'aereo si verifica che il carburante viene portato in breve tempo ad una quota elevata, e quindi a bassa pressione, mentre la sua temperatura è ancora poco diversa da quella al livello del mare, non avendo fatto in tempo a raffreddarsi.

Esiste così una tendenza del carburante ad evaporare; questo fenomeno è molto pericoloso perchè i vapori possono determinare i «vapor lock», ossia bloccare l'afflusso di carburante e provocare il disinnescamento della pompa carburante. Tale fenomeno è più critico dell'analogo che si verifica sugli aeroplani a pistoni data la maggior velocità ascensionale degli aeroplani a reazione. Per evitare tale inconveniente occorre che la volatilità non sia eccessiva.

— A bassissime temperature si possono separare le paraffine, con conseguente intasamento dei filtri; i carburanti pesanti, come il cherosene, presentano questo inconveniente.

— Per avere serbatoi più piccoli sarebbe opportuno impiegare carburanti ad alto peso specifico.

— Per ridurre le perdite di carburante volatilizzato in volo è opportuno adoperare carburanti poco volatili.

— Il carburante deve potersi conservare inalterato nei depositi a terra.

G-2 I vari combustibili per reattori e le benzine per motori a scoppio all'incirca si equivalgono dal punto di vista energetico per unità di peso. Sviluppano circa 10.300 calorie per chilogrammo. Data la differente densità dei vari combustibili si verifica che quelli più densi, come il cherosene (J.P1), hanno un maggior potere calorifico per litro; come già accennato, ciò presenta il vantaggio di richiedere serbatoi di minor volume, e quindi più facilmente sistemabili sull'aeroplano.

G-3 Dopo aver esposto le esigenze tecniche, illustriamo ora l'esigenza logistica che indirizza le Aeronautiche nella scelta del carburante.

I turboreattori consumano quantità di carburante notevolmente maggiori di quelle dei motori alternativi, a causa delle maggiori energie sviluppate (ved. par. 8-6 della 111ª Parte).

Conseguentemente l'assicurazione di scorte per centinaia di migliaia di tonnellate di carburante è un problema basilare da un punto di vista sia industriale che militare.

L'orientamento della produzione è avvenuto quindi verso carburanti detti «wide-cut», cioè ad ampio campo di distinzione, in modo da ricavarne una notevole percentuale del petrolio grezzo.

Ad esempio il cherosene (che è stato il carburante scelto dal Whittle per i suoi reattori), rappresenta circa il 10% del grezzo, mentre i carburanti J.P.4 e J.P.3 rappresentano rispettivamente circa il 30% ed il 50% del grezzo.

Riportiamo le principali caratteristiche di questi combustibili.

J.P.1 (cherosene) peso specifico 0,79  
resa dal grezzo 10% circa  
potere calorifico volum. 8.100 cal.

Questo combustibile ha i pregi di un elevato potere calorifico volumetrico e di un alto punto di infiammabilità, che riduce i pericoli di incendio. La resa dal grezzo è modesta, e ciò ne aumenta anche il prezzo.

J.P.3 peso specifico 0,76  
resa dal grezzo 50% circa  
potere calorifico vol. 7.700 cal.

Questo combustibile ha il grande pregio di avere una notevole resa dal grezzo, e quindi in caso di guerra si potrebbe disporre di notevoli scorte. La notevole volatilità facilita la riaccensione in volo, comporta però gli inconvenienti del «vapor-lock», della riduzione di autonomia per evaporazione, della pericolosità di incendio.

J.P.4

peso specifico 0,77  
resa dal grezzo 30% circa  
potere calorifico volum. 7.800 cal.

Il J.P.4 risponde mediamente bene a tutti i requisiti, ed attualmente è il carburante più impiegato.

## H - Velocità transoniche

H-1 Per rendersi conto perfettamente dei fenomeni che nel regime transonico avvengono intorno all'ala di un aereo è opportuno richiamare le leggi principali che regolano il moto dei fluidi.

a) Il principio del moto relativo afferma che le azioni tra aria e corpo sono indipendenti dal fatto che sia in moto l'uno o l'altra, ossia un'ala in moto con velocità  $V$  determina delle azioni aerodinamiche eguali a quelle che si verificano quando la stessa ala è ferma ed è investita da un vento con velocità  $V$ .

b) Il principio della continuità afferma che nei regimi stazionari, nei quali in ogni punto la velocità è invariabile nel tempo, la portata di fluido rimane costante in tutte le sezioni. Al livello del mare la densità  $P$  è  $\frac{1}{8}$ ; infatti un metro cubo di aria pesa 1,22 kg.; dividendo questo peso per l'accelerazione di gravità 9,81 m/sec.<sup>2</sup> si ricava:

$$\rho = \frac{1,22}{9,81} = 0,125 = \frac{1}{8}$$

La portata di massa in una sezione generica si ottiene moltiplicando la densità per l'area e per la velocità in tale sezione.

Qualora la portata d'aria in una sezione fosse diversa dalla portata d'aria in un'altra sezione si verificherebbe che dell'aria si accumulerebbe oppure sarebbe sottratta nel tratto fra le due sezioni, ciò che è impossibile in un fenomeno stazionario. Se la sezione A di un fiume ha la superficie di 100 mq. e la velocità di 2 metri al secondo, nella sezione B, che ha la sezione di 50 mq., la velocità diverrà di 4 metri al secondo. In tal modo nelle due sezioni passeranno 200 metri cubi al secondo; se nella sezione B la velocità fosse

maggiore, nel tratto AB diminuirebbe il livello; se invece nella sezione B la velocità fosse minore, nel tratto AB aumenterebbe il livello.

c) Il principio di Bernoulli deriva dal principio della conservazione dell'energia quando lungo una vena fluida non si sottragga e non si comunichi energia dall'esterno.

Questo principio afferma che la somma dell'energia di pressione, dell'energia cinetica e dell'energia potenziale (dovuta al peso ed al dislivello della vena) rimane costante.

Poiché la densità dell'aria è piccola, l'energia potenziale è modesta e viene trascurata nei fenomeni aerodinamici.

Indicando due sezioni con gli indici 1 e 2, il principio di Bernoulli assume l'espressione:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho_1 V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho_2 V_2^2$$

Nel caso di liquidi la formula si semplifica perché la densità rimane costante ( $\rho_1 = \rho_2$ ).

Sino a Mach 0,4 la densità dell'aria non subisce variazioni e la formula si semplifica:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

Come premesso questa formula è valida per velocità non superiori a Mach 0,4; però per valori non molto discosti da questo fornisce risultati ancora abbastanza approssimati.

H-2 Il primo termine « $p$ » dell'equazione di Bernoulli si chiama pressione statica, il secondo termine « $\frac{1}{2} \rho V^2$ » si chiama pressione dinamica; la somma di questi due termini, pressione stati-



ca e pressione dinamica, si chiama pressione totale.

Il principio di Bernouilli può quindi esprimersi dicendo che nelle varie sezioni di una vera fluida stazionaria la pressione totale rimane costante quando non si sottragga e non si comunichi energia dall'esterno.

Consideriamo un tubo Venturi munito di tre manometri con presa perpendicolare alla velocità dell'aria (fig. H1); questi manometri segnano la pressione totale; le indicazioni dei tre manometri sono eguali, ossia nelle tre sezioni (ed in ogni altra sezione) le pressioni totali, sono eguali.

Se nello stesso tubo Venturi applichiamo tre manometri con presa parallela alla velocità (fig. H2), questi segneranno solamente la pressione statica. Il manometro centrale indicherà una pressione statica minore, ossia nella sezione ristretta la pressione statica è minore delle pressioni statiche esistenti nelle sezioni 1 e 3.

Infatti, nel caso del flusso nel tubo Venturi, il fluido aumenta la velocità passando dalla sezione alla sezione 2; considerando nulla la variazione di densità di fluido si ha:

$$V_1 A_1 = V_2 A_2$$

Essendo  $A_2$  minore di  $A_1$ , risulta  $V_2$  maggiore di  $V_1$ .

L'aumento della velocità determina un aumento della pressione dinamica; dato che la pressione totale deve rimanere costante, si verifica una diminuzione della pressione statica.

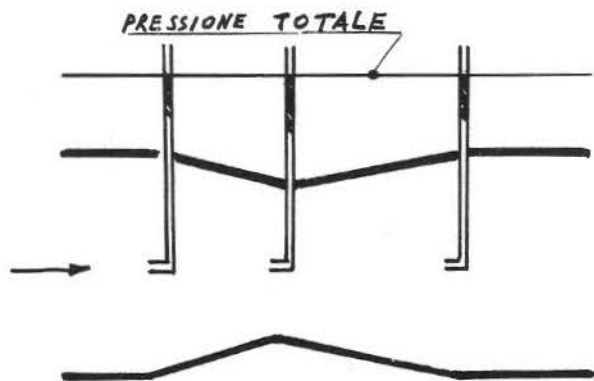


fig. H1

Nel tratto 2-3 si verifica un fenomeno inverso, ossia si determina una diminuzione di velocità, e quindi di pressione dinamica; ne consegue l'aumento di pressione statica. Pertanto nel tratto 1-2 il fluido si va espandendo mentre nel tratto 2-3 il fluido si va comprimendo.

Riportiamo una semplice applicazione del principio di Bernouilli; consideriamo un tubo Venturi, rappresentato in fig. H2, che abbia una sezione  $A_1$  di 70 cmq. e la sezione ristretta  $A_2$  di 50 cmq.

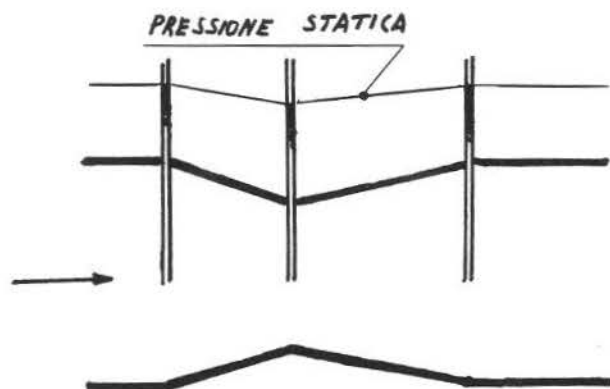


fig. H2

La velocità dell'aria d'ingresso  $V_1$  sia di 100 m/sec.; la densità e la pressione corrispondono a quelle al livello del mare.

$$\rho = \frac{1}{8}$$

$$p = 10.000 \text{ kg/mq}$$

Per quanto precedentemente illustrato risulta:

$$V_1 S_1 = V_2 S_2 \quad V_2 = V_1 \frac{S_1}{S_2} = 100 \frac{70}{50} = 140 \text{ m/sec}$$

Applicando il teorema di Bernouilli si ottiene:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

$$p_2 = p_1 - \frac{1}{2} \rho (V_2^2 - V_1^2) =$$

$$= 10.000 - \frac{1}{2} \frac{1}{8} (140^2 - 100^2)$$

$$= 10.000 - \frac{1}{16} 10.000 = 9.400 \text{ kg/mq}$$

$$= 0,94 \text{ atmosfere}$$

Pertanto nella gola del Venturi si crea la depressione di 6 centesimi di atmosfera.

H3 Riportiamo un altro esempio numerico. Un aeroplano vola alla velocità di 360 km/h (100 m/sec.) ed è munito di presa dinamica per aumentare la pressione di alimentazione del motore. Calcoliamo questo aumento. Se si riuscisse a trasformare in aumento di pressione statica tutta la pressione dinamica si avrebbe:

$$\text{aumento press.} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \frac{1}{8} 100^2 =$$

$$= 620 \text{ kg/mq} = 0,062 \text{ atm.}$$

Alla velocità doppia di 200 m/sec. si avrebbe un incremento quadruplo di pressione, ossia 0,24 atm.

In realtà l'aumento della pressione di alimentazione sarà inferiore a tale valore per le perdite di carico nelle tubazioni dovute ad attriti ed a cambiamenti di direzione.

H-4 Soffiando fumo od aria con polveri colorate in sospensione contro un'ala schematica, vedremmo un andamento dei filetti fluidi del tipo della fig. H-3. Con dei manometri si rileva come sul dorso dell'ala si crei una depressione crescente man mano che la vena si avvicina alla sezione massima 2, per poi diminuire ed annullarsi nella sezione 3.

Praticamente l'ala si comporta come se fosse mezzo tubo Venturi; la velocità della vena aumenta nel tratto 1-2 sino a raggiungere il valore massimo in corrispondenza della sezione massima del profilo, ove si crea la depressione massima; poi nel tratto 2-3 la velocità diminuisce; nella sezione 3 la vena fluida raggiunge la velocità e la pressione che aveva nella sezione 1.

Misurando la velocità lungo il filetto fluido prossimo al dorso dell'ala noteremmo come la velocità iniziale di 100 m/sec. sia aumentata a 120 - 140 m/sec. nella sezione max; l'aumento maggiore si ottiene con profili spessi.

Le fig. H4, H5 e H6 si riferiscono ad un'ala inve-

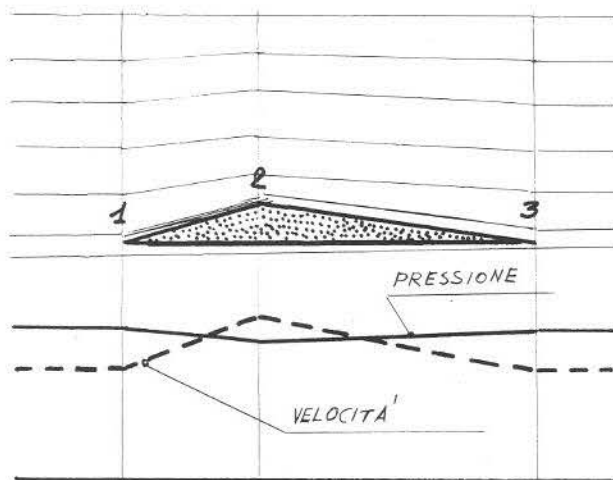


fig. H3

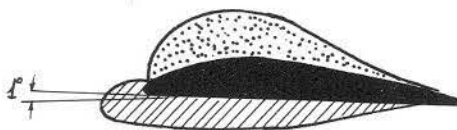


fig. H4

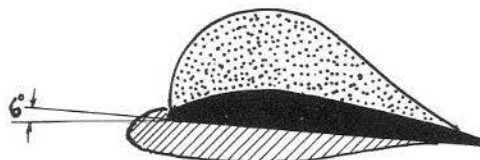


fig. H5

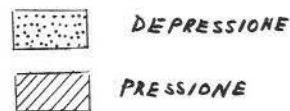
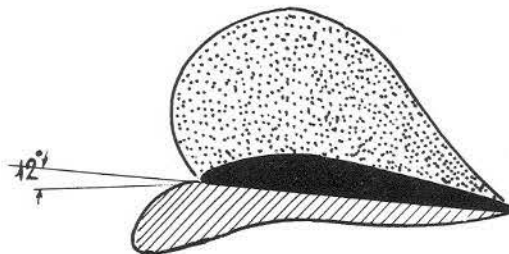


fig. H6

stata dal flusso d'aria ad incidenze diverse; si nota come la depressione aumenti con l'aumento dell'incidenza (sino a circa 20 gradi).

H-5 Rilevando le velocità lungo il filetto fluido prossimo all'ala del precedente esempio, che vola alla velocità di 100 m/sec. notiamo che la velocità aumenta nel primo tratto del dorso, raggiungendo ad esempio 130 m/sec. nello spessore massimo, poi diminuisce sino a ritornare a 100 m/sec. all'uscita. In un punto verso il bordo d'attacco del ventre si verifica una specie di urto dell'aria contro il profilo e la velocità si riduce un poco. Come esempio riteniamo che la velocità si riduca a 95 m/sec.

Indichiamo la velocità del suono con la lettera M (Mach); alla velocità dell'aereo di  $\frac{M}{1,30} = 0,77$  Mach si verifica che nel punto dello spessore max dell'ala si raggiunge la velocità del suono e si forma un'onda di perturbazione mentre il flusso rimane subsonico nelle altre zone dell'ala.

Anche se l'aereo viaggia a Mach 1, nel punto del ventre ove si ha la riduzione della velocità al 95%, si avrà la velocità di 0,95 Mach; esiste quindi una piccola zona dell'ala nella quale il flusso è ancora subsonico.

Solo quando l'aereo volerà a  $\frac{1}{0,95} = 1,05$  Mach si

raggiungerà la velocità del suono in questo punto. Nel caso dell'ala presa ad esempio si verifica che,

nel tratto fra Mach 0,77 e Mach. 1,05, alcune parti dell'ala si trovano a regime subsonico ed altre a regime supersonico.

Tale tratto di velocità viene definito regime transonico.

Il numero di Mach inferiore di detto regime, al quale si raggiunge la velocità del suono nello spessore massimo dell'ala, si indica col nome di «velocità critica»; essa è l'inverso dell'incremento di velocità sullo spessore max dell'ala, a piccola incidenza.

Quando si dice che un aereo ha il regime critico di 0,8 significa che sul dorso dell'ala la velocità diviene  $\frac{1}{0,8} = 1,25$  di quella che aveva inizialmente.

H-6 I principali fenomeni aerodinamici che caratterizzano il regime transonico sono i seguenti:

- Con l'aumento della velocità il coefficiente di portanza diminuisce lentamente per i profili sottili e rapidamente per quelli spessi;

- Il coefficiente di resistenza aumenta con l'aumento della velocità.

- Con l'aumento della velocità il centro di pressione si sposta verso il bordo di uscita.

- L'incidenza di portanza zero diminuisce con l'aumento della velocità, sino ad avvicinarsi a zero.

- Gli effetti suddetti sono più accentuati sui profili spessi che su quelli sottili.

# INDICE

## Parte I<sup>a</sup> - *Propulsione ad elica*

1 - I primordi del volo . . . . .	Pag.	9
2 - I fratelli Wright . . . . .	»	11
3 - L'Aviazione nel periodo antecedente la 1 <sup>a</sup> guerra mondiale . . . . .	»	13
4 - L'Aviazione nella 1 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	»	17
5 - Aumento della velocità degli aeroplani . . . . .	»	23
6 - Il motore a scoppio e le benzine . . . . .	»	24
7 - I motori a scoppio nel periodo 1920-1930 . . . . .	»	30
8 - Il compressore . . . . .	»	31
9 - I carburatori . . . . .	»	32
10 - Tipi di raffreddamento dei motori e motori con valvole a foderò . . . . .	»	36
11 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali - U.S.A. . . . .	»	37
12 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali - Inghilterra . . . . .	»	38
13 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali - Italia . . . . .	»	39
14 - Evoluzione motoristica fra le 2 Guerre Mondiali - Germania . . . . .	»	43
15 - Motori in linea della 2 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	»	43
16 - Motori stellari della 2 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	»	46
17 - La 2 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	»	49
18 - I bombardieri . . . . .	»	54
19 - Evoluzione dei motori alternativi . . . . .	»	59
20 - Influenza della tecnica sulla strategia militare . . . . .	»	62

## Parte II<sup>a</sup> - *Propulsione a reazione nella 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale*

1 - Influenza della velocità del suono sugli aeroplani . . . . .	Pag.	65
2 - I principi del funzionamento dei turbogetti . . . . .	»	66
3 - Le parti principali del turbogetto . . . . .	»	71
4 - I turbogetti in Inghilterra durante la 2 <sup>a</sup> guerra Mondiale . . . . .	»	80
5 - I turbogetti in Germania durante la 2 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	»	84
6 - Confronto fra il Welland e lo Jumo 004 . . . . .	»	91
7 - I turbogetti negli U.S.A. durante la 2 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	»	92
8 - L'aeroplano italiano Campini . . . . .	»	98



### Parte III<sup>a</sup> - *Propulsione a reazione dopo la 2<sup>a</sup> Guerra Mondiale*

1 - Generalità - Barriera del calore . . . . .	Pag. 101
2 - I progressi della metallurgia . . . . .	» 103
3 - Conseguenze progettistiche delle alte temperature; compressori . . . . .	» 104
4 - Conseguenze progettistiche delle alte temperature; turboeliche e turbogetti a doppio flusso . . . . .	» 104
5 - Aumento della spinta . . . . .	» 107
6 - Decollo verticale e decollo corto . . . . .	» 109
7 - Combustione . . . . .	» 113
8 - I bombardieri statunitensi dopo la 2 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	» 114
9 - Principali turbogetti costruiti dopo la 2 <sup>a</sup> Guerra Mondiale . . . . .	» 118

### ALLEGATI

A - L'aumento della velocità degli aeroplani . . . . .	Pag. 131
B - Peso sollevabile dalla potenza del motore . . . . .	» 132
C - Confronto fra propulsione ad elica e propulsione a reazione in merito al peso dei motori . . . . .	» 134
D - Il rendimento totale ed il consumo specifico del turbogetto . . . . .	» 135
E - Caratteristiche dei motori alternativi e dei turbogetti con la quota . . . . .	» 138
F - Autonomia chilometrica degli aerei ad elica e degli aerei a reazione . . . . .	» 138
G - Carburanti per turbogetti . . . . .	» 141
H - Velocità transoniche . . . . .	» 143



